

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES
POUR L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGENIEUR DETAT EN
AERONAUTIQUE
OPTION : PROPULSION

Thème :

**LOGICIEL DE CALCUL DES
PERFORMANCES D'UN
TURBOPROPULSEUR EN HORS
ADAPTATION(DART)**

Dirigé par :

Mr. BENTRAD Hocine

Réalisé :

Mr. KANTA Abdoul Fatah

Promotion 2003

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

- A la mémoire de ma marâtre Hadjia Hadjara et de ma sœur Fadjimata
- A mes très chers parents pour leur encouragement et leur soutien sans faille.

KANTA Abdoul Fatah

Remerciements

Je remercie très vivement mon promoteur, monsieur BENTRAD Hocine pour ses conseils et son aide durant toute la période de ce modeste travail.

Je remercie également mes enseignants ainsi que l'ensemble de mes amis pour leurs encouragements et leurs soutiens durant ma formation.

Liste des symboles

- Λ Section en m^2
- a Vitesse du son en m/s
- C_c Coefficient d'interaction pour le corps du moteur
- C_{prop} Coefficient d'interaction de l'hélice
- C_{tot} Coefficient d'interaction total
- C_p Chaleur spécifique à pression constante en J/Kg
- C_s Consommation spécifique en $(Kg/s)/N$
- C_v Chaleur spécifique à volume constant en J/Kg
- F Poussée en N
- f dosage
- $\frac{F}{\dot{m}}$ Poussée spécifique en $N/(Kg/s)$
- E_p Energie potentielle
- E_c Energie cinétique
- H Altitude en m HP High pressure (haute pression)
- h Enthalpie en Kj/Kg
- Hpr Pouvoir calorifique inférieur
- LP Low pressure (basse pression)
- M Nombre de Mach
- MFP Paramètre de débit
- \dot{m} Débit massique Kg/s
- P Pression statique en Pa
- P_t Pression totale en Pa
- R Constante universelle des gaz en $J/(Kg \cdot ^\circ K)$
- T Température statique en $^\circ K$
- T_t Température totale en $^\circ K$
- U Energie interne Kj/Kg
- V Vitesse en m/s

W Travail en j

ρ Masse volumique en Kg/m³

e_c Rendement polytropique du compresseur

e_t Rendement polytropique de la turbine

η_c Rendement isentropique du compresseur

η_t Rendement isentropique de la turbine

η_b Rendement de la chambre de combustion

η_m Rendement mécanique

η_g Rendement du réducteur (gearbox)

η_{prop} Rendement de l'hélice (propeller)

γ Rapport de chaleur spécifique à pression constante sur la chaleur spécifique à volume constant

Table de conversion des unités

- Le débit :

$$1 \text{ Lb/h} \longrightarrow 1.25998 \cdot 10^{-4} \text{ Kg/s}$$

- La température :

$$1.8^\circ\text{R} \longrightarrow 1^\circ\text{K}$$

- La force :

$$1 \text{ Lbf} \longrightarrow 4.448 \text{ N}$$

- La poussée spécifique :

$$1 \text{ Lbf}/(\text{Lbm/s}) \longrightarrow 9.80 \text{ N}/(\text{Kg/s})$$

- La consommation spécifique:

$$1 \text{ Lbm}/(\text{Lbf hr}) \longrightarrow 28.325 \text{ mg}/(\text{N.s})$$

- La puissance :

$$1 \text{ Btu/h} \longrightarrow 0.293 \text{ w}$$

- 1hb (550 ft lb/s) \longrightarrow 0.745 Kw

Notation

A travers ce document, on va se référer au schéma du moteur illustré au chapitre III (figure III-5), et les stations indiquées par des chiffres sont :

- 0 L'infini amont
- 2 Entrée du compresseur
- 3 Sortie compresseur ou entrée de la chambre de combustion
- 4 Entrée turbine basse pression ou sortie chambre de combustion
- 4.5 Turbine intermédiaire
- 5 Sortie turbine haute pression
- 8 Sortie tuyère d'éjection

Les composants

Chaque composant va être identifié par un des indices suivant :

- c Compresseur
- d Diffuseur
- b Burner (chambre de combustion)
- n Nozzle (tuyère)
- th Turbine haute pression
- tl Turbine basse pression
- pr Propeller (hélice)

On introduit le rapport de pression totale π , et le rapport de température totale τ où :

$$\pi = \frac{\text{Pression totale à la sortie du composant}}{\text{Pression totale à l'entrée du composant}}$$

$$\tau = \frac{\text{Température totale à la sortie du composant}}{\text{Température totale à l'entrée du composant}}$$

A l'exception de :

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 = \frac{T_0}{T_0}$$

$$\pi_r = \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} = \frac{P_0}{P_0}$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pc} T_0}{C_{pt} T_0}$$

Signification des termes en anglais utilisés

Drive shaft reduction gear: Commande du réduction de l'arbre d'entraînement

Torque meter pump driving gear : Commande d'entraînement du couple-mètre de la pompe.

Fuel and oil pumps and P.C.U drive: Pompes de carburant et de l'huile et la commande de P.c.u

Starting engaging mechanism : mécanisme du démarrage

High speed pinion : Pignon de grande vitesse

Reduction gear : Levier de réduction

Combustion chamber discharge nozzle : Tuyère de décharge de la chambre de combustion

Drive shaft reduction gear: Commande de réduction d'arbre d'entraînement

Oil weir: Déversoir d'huile

Nozzle box heat: Boîte de réchauffement

Twin thermocouple assembly: Thermocouple (double ou parallèle)

Low pressure nozzle guide vane: Vanne de guidage du bec basse pression

Rear singing eye: Echappement sonore arrière

Drive shaft compressor: Arbre d'entraînement du compresseur

First stage diffuser ring : Anneau du première étage du diffuseur

Compressor interstage casing: Enveloppe inter-étages du compresseur

Engine mounting face: Vue de face du moteur

Compressor outlet casing: Enveloppe de sortie compresseur

Second stage diffuser: Deuxième étage du diffuseur

Interstage guide vane: Ailettes de guidage inter-étages.

Shaft compressor second stage: Arbre de compression du deuxième étage.

Turbine shaft coupling: Couplage de l'arbre de turbine.

Compressor rear bearing: Roulement arrière du compresseur

Air seal : Joint d'air

Second stage impeller : Aubes du deuxième étage

Rotating guide vanes first stage impeller: Ailettes du guidage
du premier étage

Reduction gear drive shaft: Arbre d'entraînement de trains de réduction.

Impeller nut and water/methanol flinger: Écrou de roue à aubes et déflecteur de
mélange eau/méthanol.

Interstage bearing: Roulement inter-étages.

Impeller securing nut: Roue à aubes fixant l'écrou

Compressor inlet casing: Enveloppe d'entrée compresseur.

Propeller oil passages: Passages d'huile d'hélice.

Ram pressure air inlet: Entrée d'air de pression dynamique

Air intake: Entrée d'air

Water/methanol unit passage: Unité de passage eau/méthanol

Oil return to tank: Retour d'huile au réservoir

Water methanol delivery: La livraison du mélange eau/méthanol

Engine oil supply: livraison d'huile au moteur

SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	1
-------------------	---

CHAPITRE I

DESCRIPTION DU DART 536-7R

I-1/ Généralités.....	2
I-2/ Le turbopropulseur.....	3
I-3/ Généralités sur le moteur DART 536-7R.....	6
I-4/ L'hélice.....	8
I-5/ Le réducteur.....	8
I-6/ L'entrée d'air.....	10
I-7/ Le compresseur.....	11
I-8/ La chambre de combustion.....	13
I-9/ La turbine.....	14
I-10/ le canal d'éjection.....	15
I-11/ Le circuit d'huile.....	15
a) Le circuit de lubrification moteur.....	16
b) Le circuit de l'hélice.....	16
I-12/ Le circuit carburant.....	17
I-13/ Le circuit de démarrage.....	18

CHAPITRE II

RAPPEL THERMODYNAMIQUE

II -1/ Equation de continuité.....	19
II -2/ Equation de mouvement.....	20
II -3/ Equation d'énergie.....	22
II-4 / Lois générales d'un écoulement isentropique.....	23
II-5/ Le paramètre du débit (MFP).....	26

CHAPITRE III

ETUDE ENERGETIQUE D'UN TURBOPROPULSEUR

III-1/ Introduction.....	27
III-2/ Le diffuseur.....	27
III-3/ Le compresseur	28
III-3-1/ Le pompage.....	28
III-3-2/ Le rendement de compression.....	30
III-4/ La chambre de combustion.....	32
III-5/ La turbine.....	32
III-6/ La tuyère.....	33
a) Fonctionnement sub-critique.....	34
b) Fonctionnement critique.....	35
III-7/ Etude du cycle réel.....	35
III-8/ Etude de cycle en hors adaptation.....	39
III-9/ Calcul des performances d'un turbopropulseur.....	41
III-9-1/ Poussée et la consommation spécifiques.....	41
III-9-2/ Rendements.....	42
a) Rendement de propulsion.....	42

c) Rendement global.....	43
--------------------------	----

CHAPITRE IV

PRESENTATION DU LOGICIEL

IV-1/ Introduction.....	44
IV-2/ L'organigramme.....	46
IV-3/ Installation du logiciel.....	50
IV-4 Manipulation du logiciel.....	54

CHAPITRE V

RESULTATS ET INTERPRETATIONS

V-1/ Etude du cycle réel (au point fixe du DART).....	64
V-2/ Application en hors adaptation au moteur DART.....	70

CONCLUSION	78
-------------------------	----

BIBLIOGRAPHIE

ANNEXES

- Annexe A
- Annexe B
- Annexe C
- Annexe D

Introduction

Introduction

Les propulseurs jouent un rôle crucial dans l'évolution des aéronefs à travers les différentes phases de vol. Cela a conduit les constructeurs à améliorer la motorisation afin de mettre sur le marché des produits plus efficaces, à la fois moins bruyants et moins polluants.

Dans notre projet, nous allons étudier les performances d'un turbopropulseur selon le cycle réel et aussi en hors adaptation.

Le moteur aura à fonctionner dans des conditions très variées du nombre de Mach, d'altitude et de régime. La géométrie imposera alors, en hors adaptation des contraintes qui n'existent pas au niveau du calcul du cycle initial.

Nous présentons notre étude sous forme d'un logiciel qui se compose d'un code de calcul en langage FORTRAN et d'une interface graphique en langage DELPHI afin de faciliter son utilisation.

On a pris le cas du moteur DART 536-7R pour l'application de notre logiciel.

Nous présentons notre travail sous la forme suivante:

- D'abord d'une description générale du moteur DART 536-7R
- Ensuite un rappel thermodynamique
- Dans le troisième chapitre on a fait une étude énergétique d'un turbopropulseur
- Le chapitre quatre est consacré à la présentation du logiciel
- Dans le chapitre cinq, après le déroulement du programme, on interprète les résultats obtenus
- Enfin la conclusion

DESCRIPTION DU DART 536 7R

I-1/ Généralités

Le propulseur est une machine thermique qui transforme l'énergie chimique d'un combustible en énergie de propulsion en réalisant un cycle thermodynamique.

Pour expliquer clairement le rôle d'un propulseur, considérons le cas simple d'un avion en vol horizontal stabilisé.

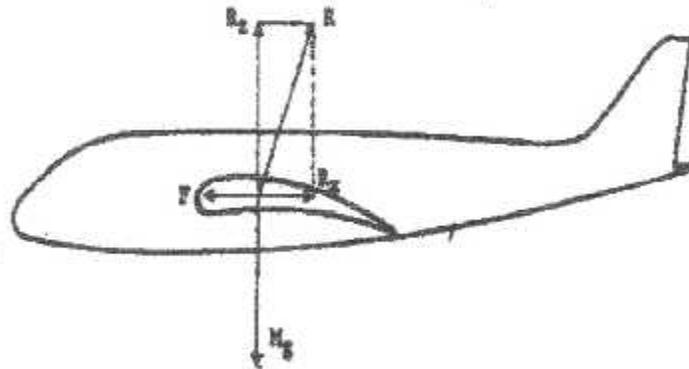


Figure (I-1) : Représentation des forces aérodynamiques

Pour qu'un aéronef puisse prendre son envol, il faut lui communiquer pendant sa course de décollage une vitesse afin que naisse sur sa structure (Voilure, fuselage) une résultante aérodynamique \vec{R} .

Cette dernière se décompose en deux forces \vec{R}_x et \vec{R}_z respectives :

- \vec{R}_z est la force de portance qui équilibre le poids de l'avion.
- \vec{R}_x est la force due à la résistance de l'air.

Lorsque la vitesse de l'aéronef est suffisante et que la composante verticale de la résultante aérodynamique (\vec{R}_z) devient supérieure au poids (\vec{P}), l'aéronef prend son envol.

Le rôle du moteur revient donc à assurer l'accélération de l'avion au décollage et fournir une force \vec{F} opposée à la traînée (\vec{R}_x) engendrée par l'aéronef de telle manière à ce que l'énergie produite par le propulseur soit suffisante pour la transformer en force propulsive .

On distingue ainsi deux catégories de propulseurs aéronautiques :

- **Moteurs à propulsion directe :** Ce sont des propulseurs assurant directement une force. La caractéristique principale est la poussée F qui est exprimée en Newton (N). Ces moteurs équipent la plupart des aéronefs commerciaux et militaires.

- **Moteurs à propulsion indirecte :** La production de la force de propulsion est réalisée par un organe intermédiaire : l'hélice. La caractéristique principale est la puissance développée par le moteur qui est exprimée en Watt (W).

I-2/ Le turbopropulseur

Le turbopropulseur est un moteur thermique appartenant à la catégorie des propulseurs indirects. Il est caractérisé par un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine du générateur) associé à la turbine de puissance qui a pour rôle de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique. Cette dernière est ensuite traduite en énergie propulsive par l'hélice.

Etant donné que le couple développé par les turbines est relativement faible, un réducteur (ensemble de roues dentées) est alors interposé entre l'hélice et arbre : ce qui va permettre d'accroître le couple de l'hélice d'une part et

réduire la rotation d'autre part.

Suivant le mode d'accouplement turbine - générateur à gaz et la turbine de puissance, on classe les turbopropulseurs selon trois catégories essentielles :

- **Le turbopropulseur à turbines liées :**

Ce type de moteur présente la turbine de prélèvement et celle du générateur liées mécaniquement sur un même arbre.

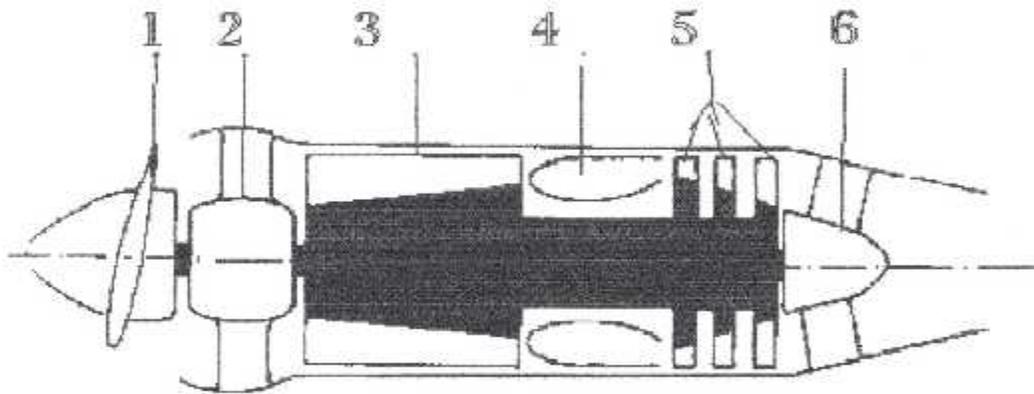


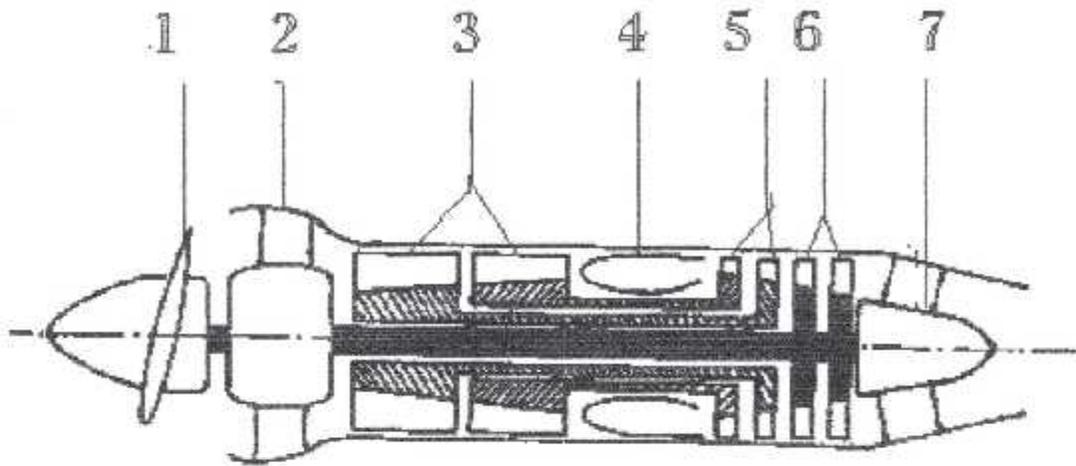
Figure (I-2) : Turbopropulseur à turbine liées

- 1- Hélice
- 2- Diffuseur
- 3- Compresseur
- 4- Chambre de combustion
- 5- Turbines de prélèvement et du générateur liée
- 6- Tuyère

- **Le turbopropulseur à turbines libres :**

Dans un turbopropulseur à turbines libres, le générateur de gaz est bien dissocié des turbines d'entraînement de l'hélice. Aucun lien mécanique ne relie

le générateur et les turbines recueillant la puissance utile à la propulsion. Pour ce type de propulseur, le compresseur est dissocié en deux compartiments à savoir basse pression et haute pression.



Figure(I-3) : Turbopropulseur à turbines libres

- 1- Hélice
- 2- Diffuseur
- 3- Compresseur (haute et basse pression)
- 4- Chambre de combustion
- 5- Turbines de prélèvement entraînant le compresseur
- 6- Turbines libre entraînant l'hélice
- 7- Tuyère

- Le turbopropulseur mixte

Sur des moteurs de fortes puissances équipés de compresseurs axiaux, il peut être intéressant d'adapter le régime du compresseur basse pression à celui de l'hélice.

- 1- Hélice
- 2- Diffuseur
- (3-4)- Compresseur (haute et basse pression)
- 5- Chambre de combustion
- 6- Turbine de prélèvement entraînant le compresseur haute pression
- 7- Turbine libre entraînant le compresseur basse pression et l'hélice
- 8- Tuyère

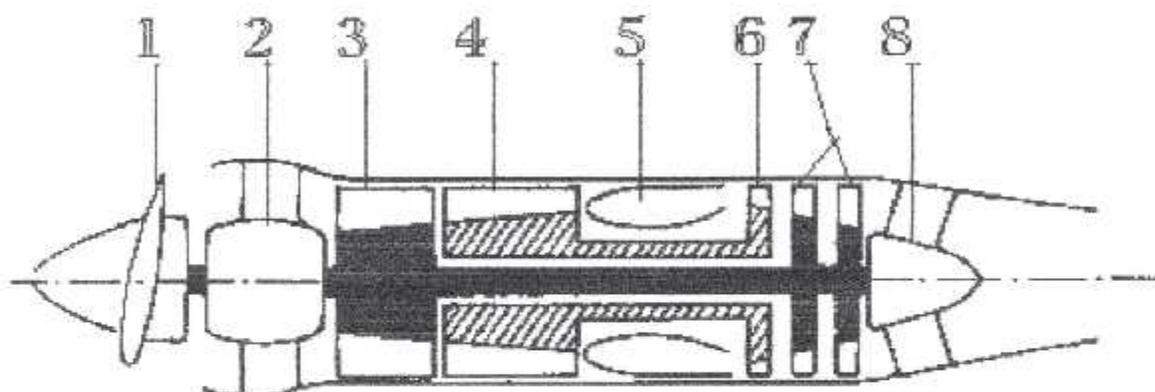


Figure (I-4) : Turbopropulseur à turbines mixtes

I-3/ Généralités sur le moteur DART 536-7R

Le moteur DART 536-7R est un turbopropulseur qui équipe le FOKKER-27. Ce moteur est construit par la firme britannique ROLLS-ROYDS. Il développe une puissance sur arbre allant jusqu'à 1910 CV sans injection du mélange eau-méthanol et 2050 CV avec l'injection de ce mélange.

Ce moteur est caractérisé par :

- une hélice
- un réducteur
- une entrée d'air
- un compresseur centrifuge à deux (02) étages
- sept chambres de combustions de type individuel
- une turbine axiale à trois (03) étages.

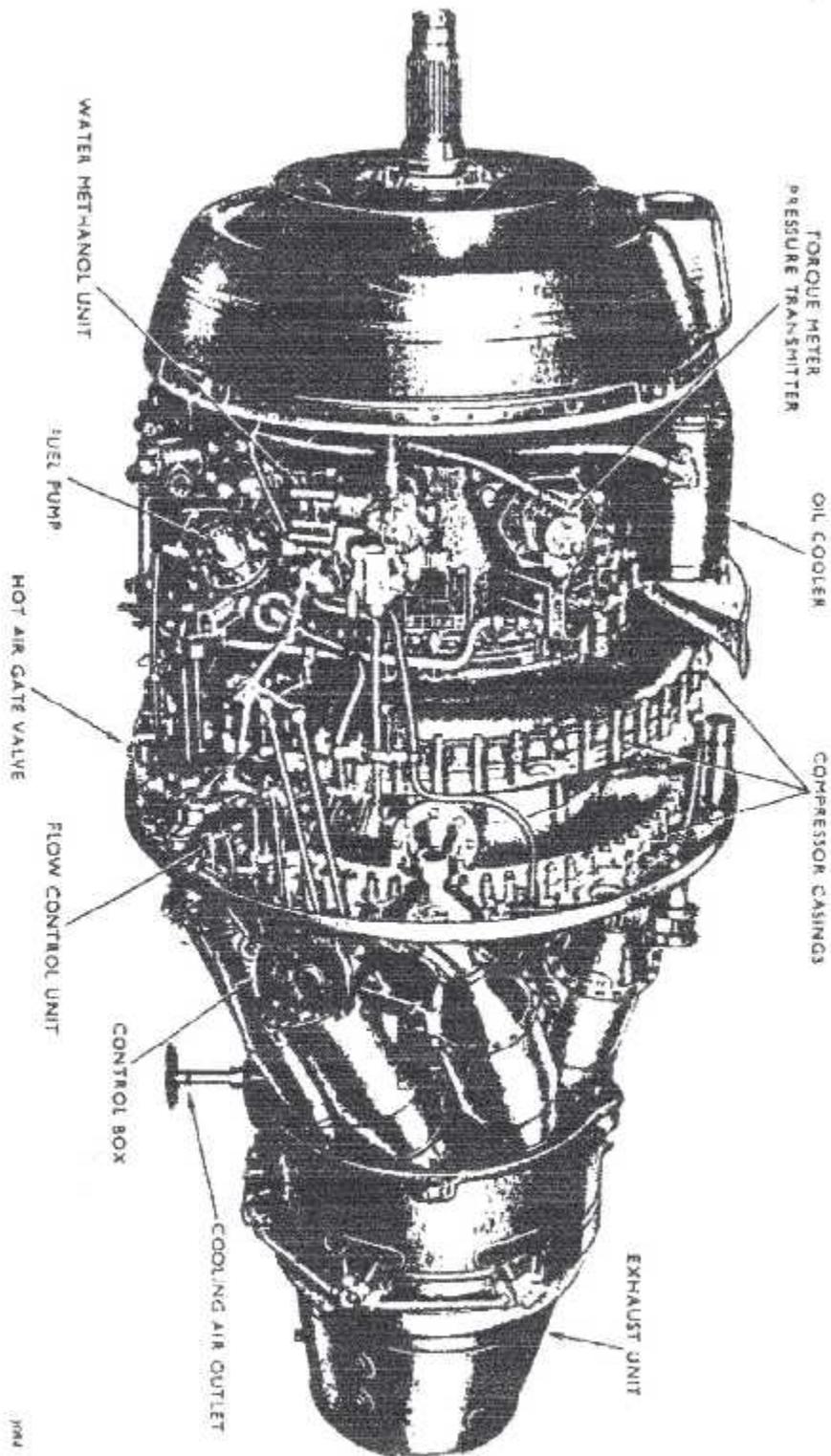


Figure (I-5): Moteur DART

Le cycle de fonctionnement du DART consiste en un processus continu de compression de l'air, et d'admission du carburant pour produire la chaleur dans les chambres de combustion, puis, permettre aux gaz chauds de se détendre à travers la turbine afin de récupérer de l'énergie nécessaire à l'entraînement du compresseur, des accessoires et de l'hélice.

I-4/ L'hélice

Le moteur DART comprend une hélice quadripale muni d'un mécanisme hydraulique de variation de pas à commande électrique et mécanique. Les pales de l'hélice sont logées à l'intérieur du moyeu.

Le régulateur de l'hélice relié aux commandes du moteur, détermine son régime. La plage de variation angulaire des pâles est comprise entre 0° et 87° . Ces valeurs correspondent respectivement au « petit pas sol », position qui permet de réduire au maximum le couple résistant du moteur lors du démarrage au sol, et la position « drapeau ». Un régulateur de survitesse de l'hélice est installé en parallèle avec le régulateur d'hélice pour contrôler toutes les conditions de survitesse de l'hélice.

I-5/ Le réducteur

Le réducteur, localisé à l'avant du moteur est constitué d'un ensemble d'engrenage.

Son rôle est d'effectuer une réduction du nombre de rotation de l'arbre de prélèvement du générateur de l'ordre de 1/10. d'autre part on assiste à une augmentation du couple entraînant l'hélice.

72-2
Page 2

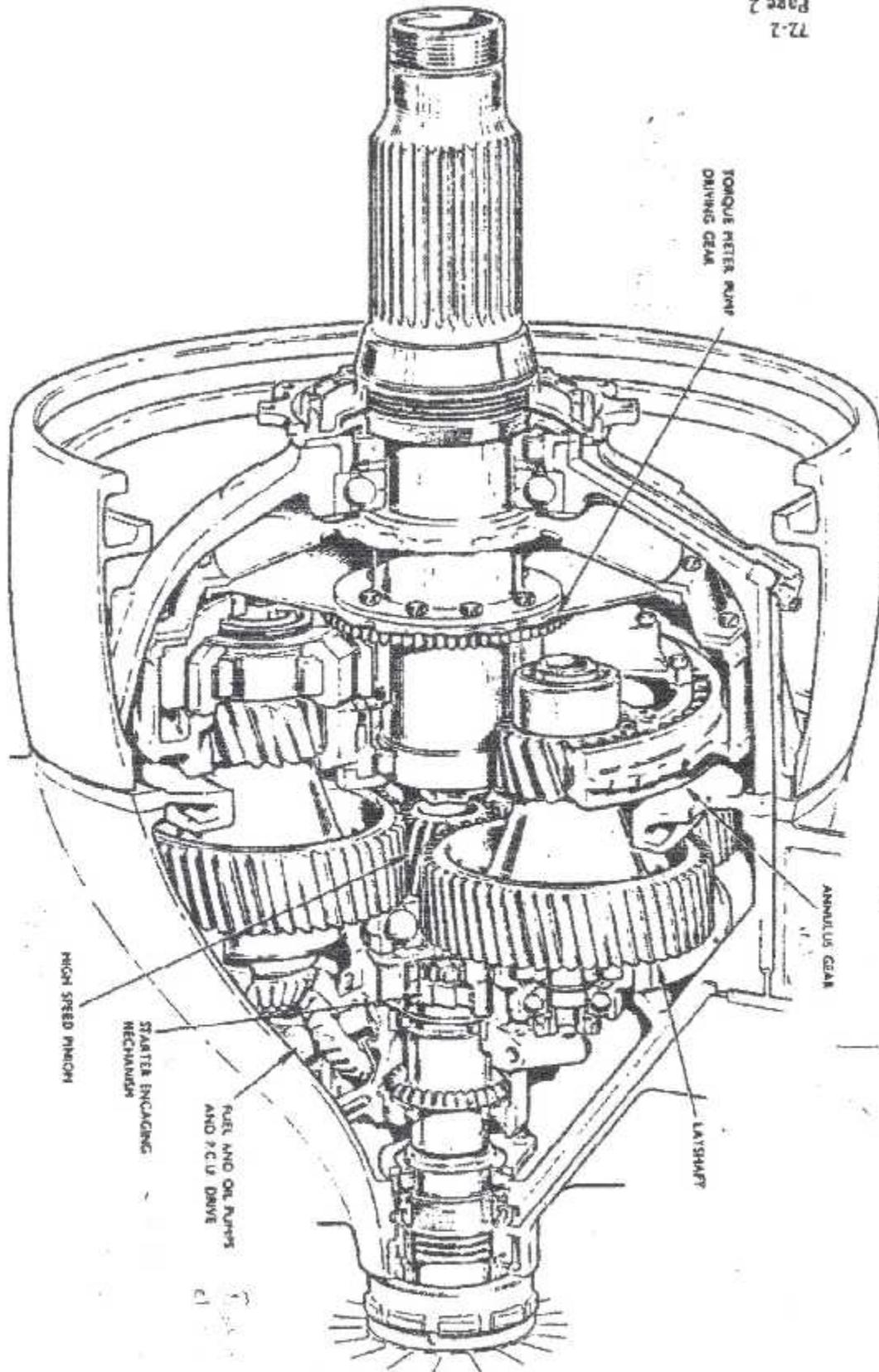


Figure (I-6): Réducteur

I-6/ L'entrée d'air

L'entrée d'air, formée d'un carter en aluminium constitue un espace annulaire. La section avant forme une chambre de tranquillisation permettant le passage de l'air vers le compresseur. Tandis que la section arrière, sous forme d'un compartiment creux est utilisée en tant que réservoir d'huile.

Pour éviter le problème du givre, la partie avant de l'entrée d'air est munie d'un dispositif électrique antigivre permettant le chauffage du bord d'attaque de l'entrée d'air.

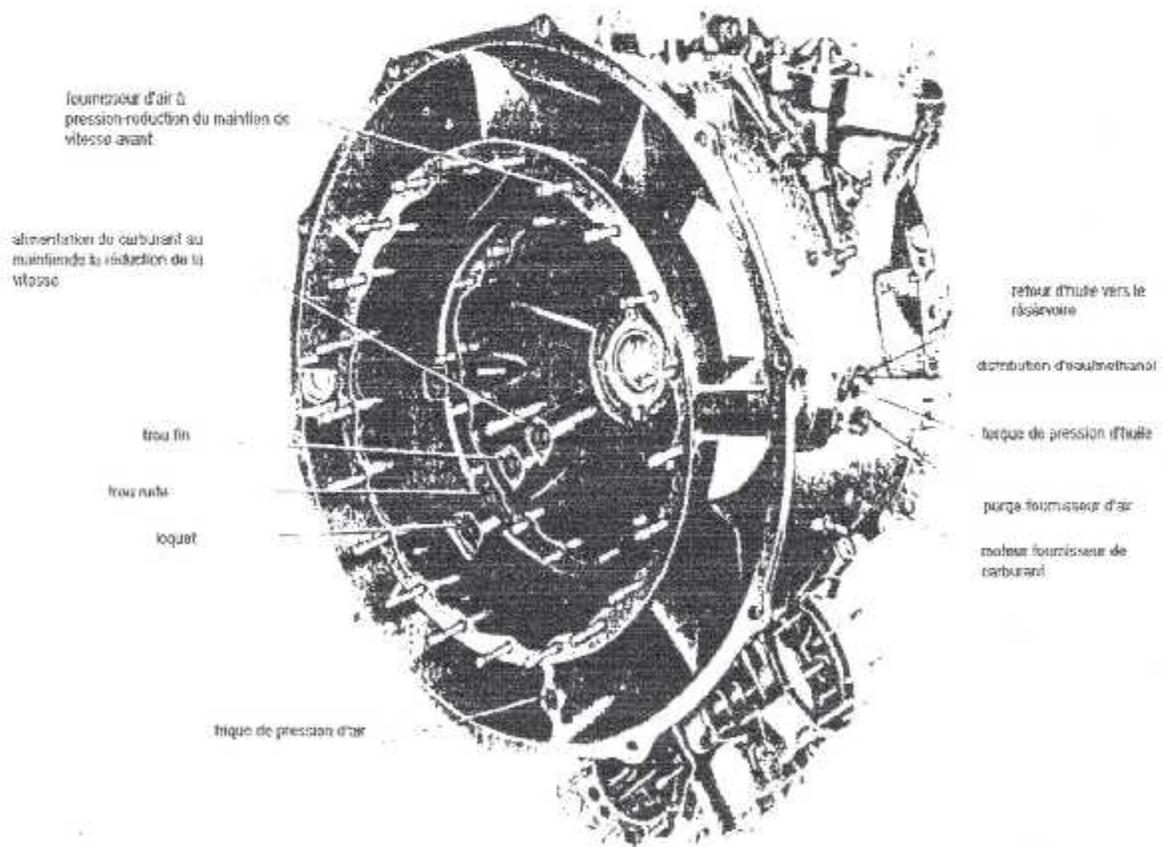


Figure (1-7) : Entrée d'air

I-7/ Le compresseur

Le compresseur du moteur DART est du type centrifuge à deux étages et à simple entrée. Ce dernier est directement couplé à la turbine du générateur. Chaque étage du compresseur est constitué d'une partie mobile appelée rotor ou rouet et d'une partie fixe appelée stator ou redresseur radial.

Pour assurer un bon fonctionnement du moteur, le compresseur alimente la chambre de combustion avec un fluide suffisamment ralenti, stable et le plus homogène possible. Pour cela le deuxième étage du compresseur se termine par un redresseur axial pour bien présenter l'écoulement de l'air dans l'axe de la chambre de combustion.

Pour palier aux pertes de puissance au moment du décollage, on injecte un mélange eau/méthanol dans les proportions de 62% de l'eau diluée et 38% du méthanol.

De l'air prélevé en divers points du compresseur, est renvoyé vers différentes parties du moteur pour réaliser le refroidissement. Il est également utilisé pour purger la canalisation eau / méthanol, et fournir de l'air chaud destiné à dégivrer le filtre à carburant.

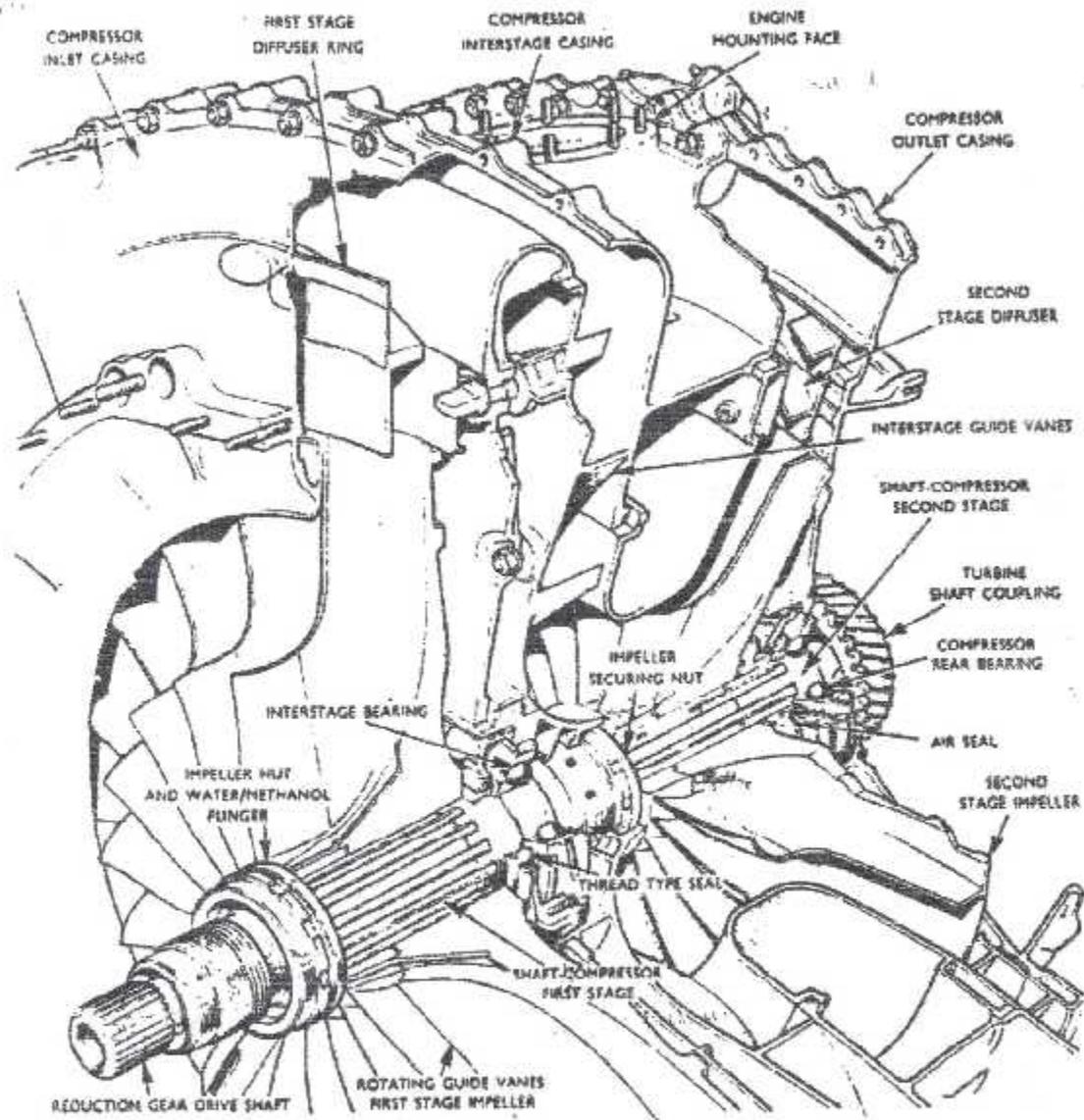


Figure (1-8) : Compresseur

I-8/ La chambre de combustion

Le moteur DART est équipé de sept chambres de combustion de type individuelle qui sont placées derrière le compresseur et réparties autour de l'axe longitudinal du moteur. Chaque chambre comprend une chambre de détente, une enveloppe, un tube à flamme, un tube d'intercommunication et un injecteur de carburant de type simplex à un seul orifice.

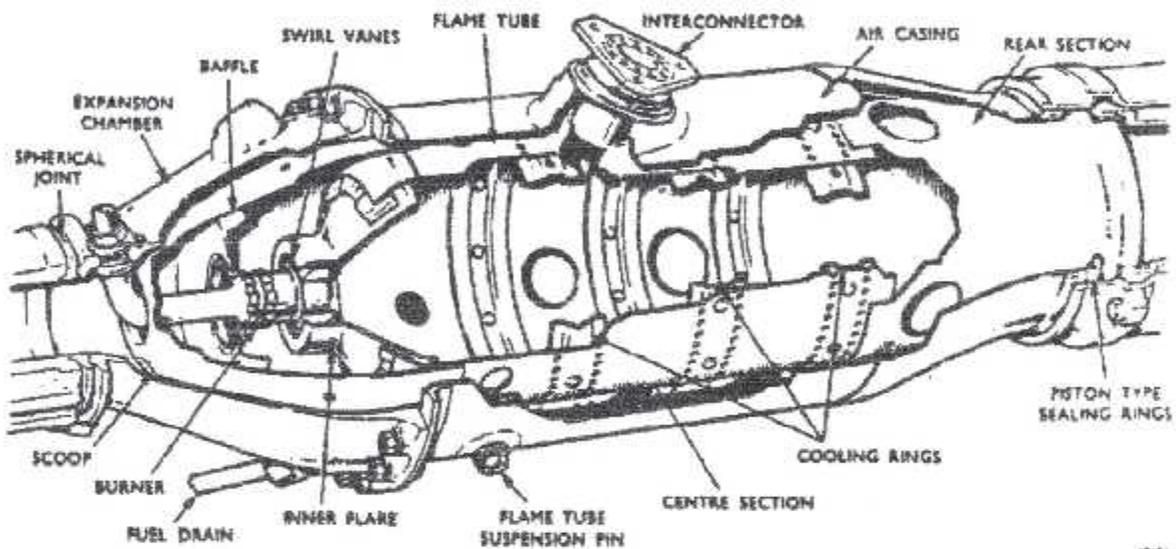


Figure (1-9) : Chambre de combustion

Les chambres sont reliées entre elles par une rampe d'intercommunication. Cette dernière, réalise au démarrage la propagation de la flamme à toutes les chambres voisines à partir des chambres (trois (3) et sept (7)) qui sont équipées des allumeurs.

Ce dispositif de chambre de combustion permet l'interchangeabilité, mais il présente l'inconvénient de mal occuper le volume disponible. Cela réduit le rendement de la chambre de combustion.

I-9/ La turbine

La turbine est constituée de trois étages axiaux. Elle transforme l'énergie des gaz chauds en couple nécessaire pour entraîner le compresseur, l'hélice ainsi que les accessoires (pompes, alternateur,...).

Chaque étage de la turbine est constitué d'une partie fixe : le stator ou distributeur de turbine, et d'une partie mobile : le rotor ou roue de turbine. Le rotor est formé d'un empilage de disques à la périphérie desquels sont fixées les aubes de turbine tandis que le stator est le carter de turbine. Les aubes sont fixées par des attaches en forme de sapin sur les disques.

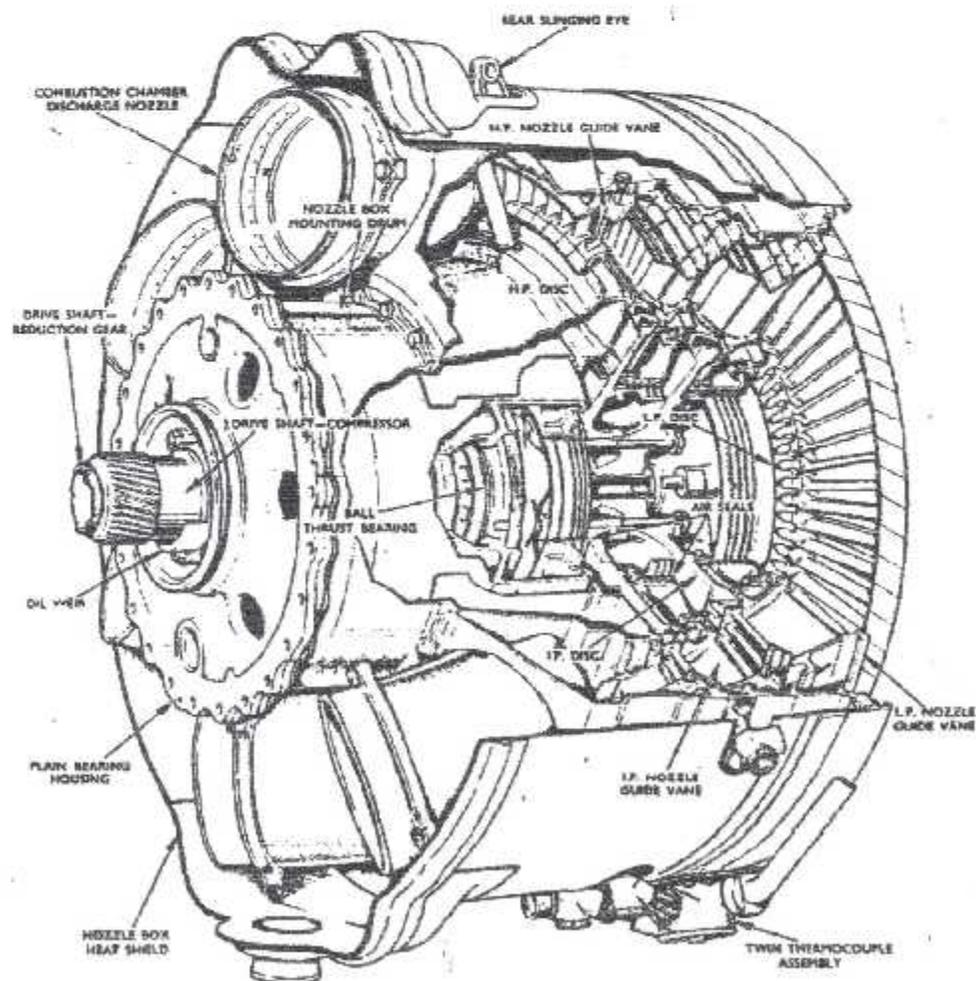


Figure (I-11) : Turbine

I-10/ le canal d'éjection

Le canal d'éjection est constitué d'un cône interne et du canal externe. Un carter est installé entre le cône interne du canal d'échappement et l'enveloppe de l'arbre de la turbine de puissance pour permettre le raccordement et empêcher le transfert de chaleur des gaz d'échappement vers les roulements de l'arbre de la turbine de puissance.

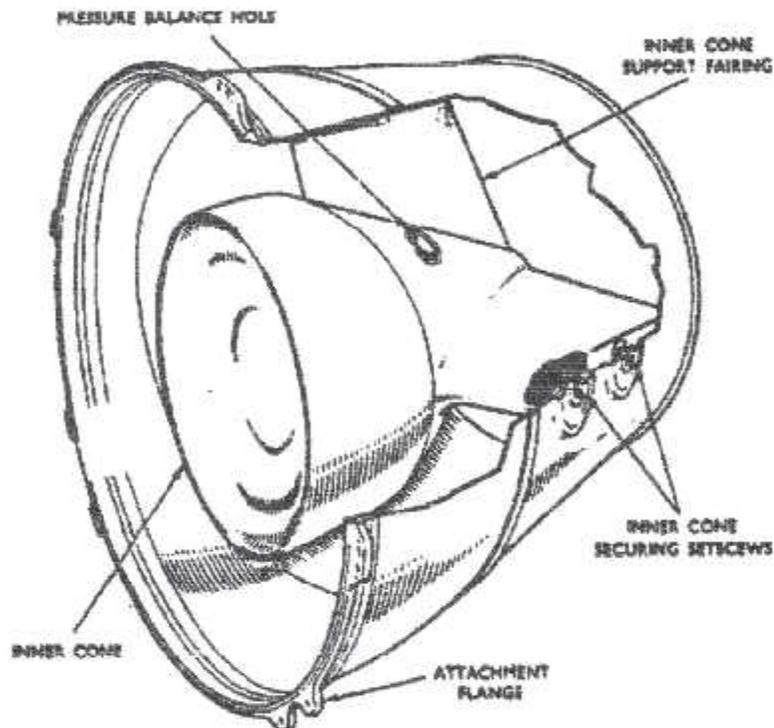


Figure (I-10) : Tuyère d'éjection

C'est dans ce canal que les gaz chauds se détendent afin de produire une poussée additionnelle. Cette dernière représente 10 à 25% de la poussée totale produite par le turbopropulseur.

I-11/ Le circuit d'huile

Le circuit d'huile est composé de deux sous-ensembles :

- le circuit de lubrification moteur (réducteur, roulements attelages compresseur-turbine, accessoires).
- le circuit de l'hélice.

a) Le circuit de lubrification moteur

Sur la partie du moteur, alimentée par un débit plus élevé, on trouve trois enceintes principales :

- Engrenage du réducteur et leurs paliers,
- roulements attelages compresseur-turbine,
- accessoires

Chaque enceinte est équipée d'un puisard et d'un étage de pompe de récupération transvasant l'huile vers le circuit de refoulement.

b) Le circuit de l'hélice

Principalement composé du système de régulation hélice, on trouve :

- Une pompe mécanique régulatrice à engrenages équipée de son clapet de surpression
- Un filtre régulateur et son by-pass
- Le tiroir régulateur alimentant les chambres du vérin d'hélice

Nous avons aussi le circuit qui assure la fonction drapeau- dégivrage (DP- DG) et qui nécessite :

- Une pompe électrique DP-DG
- Les électro-robinets DP-DG et le clapet de sécurité
- Recyclage par le tiroir régulateur sur lequel nous avons un clapet anti-retour isolant le circuit hélice du circuit moteur.

Notons aussi que l'huile est récupérée à travers quatre (4) pompes dites pompes de récupération.

I-12/ Le circuit carburant

Le circuit carburant contrôle le débit du carburant afin de maintenir un rapport air/carburant satisfaisant pendant tout le cycle du fonctionnement.

Afin de mener à bien ces fonctions, le système carburant est composé de :

- sept (07) injecteurs,
- une (01) pompe entraînée par le moteur,
- un régulateur (01) du débit de carburant.

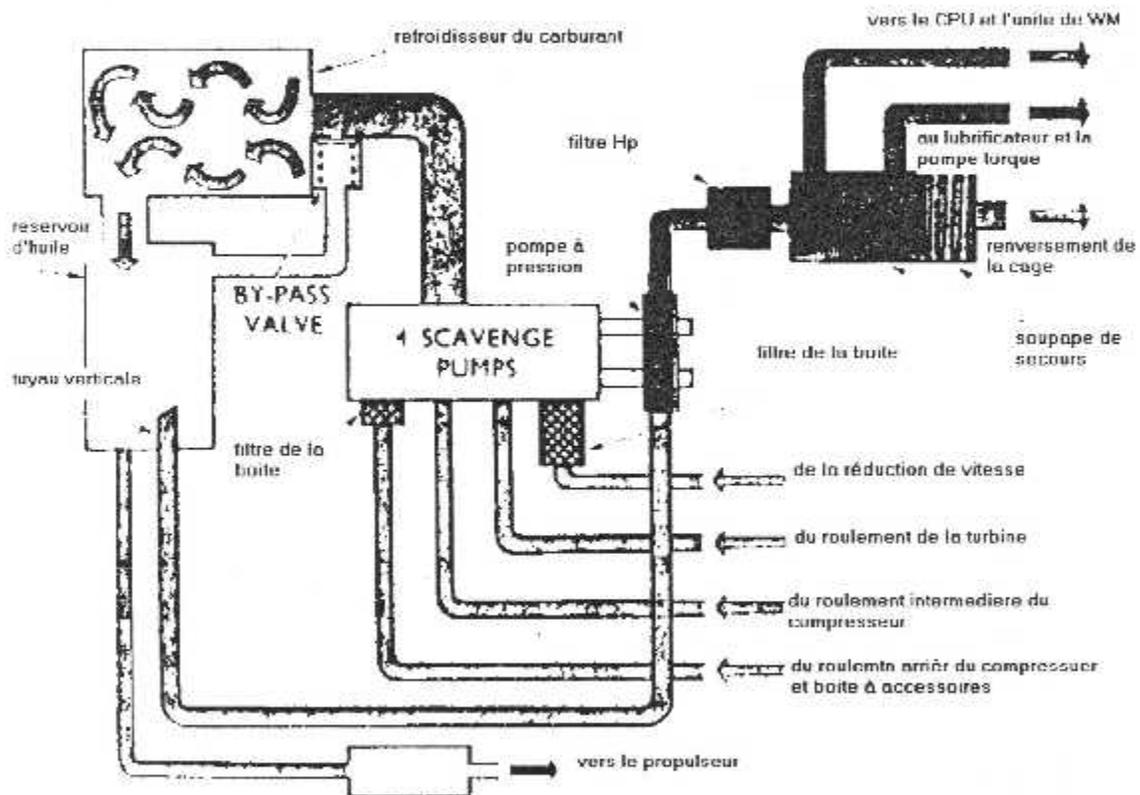


Fig. 1 Diagramme du système de carburant

Figure (I-12) : Circuit carburant

CHAPITRE II :

RAPPEL THERMODYNAMIQUE

RAPPEL THERMODYNAMIQUE

II -1/ Equation de continuité (conservation de masse)

Le bilan de masse entrant et sortant dans un élément de volume est exprimé par l'équation dite de continuité ou de conservation de masse :

$$\iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds + \iiint_V \frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot dv = 0 \quad [\text{II-1}]$$

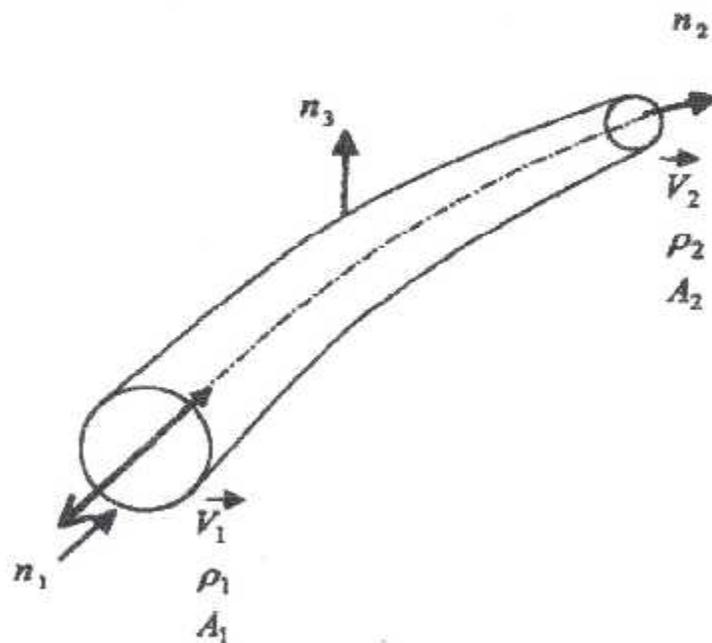


Figure (II-1) : Conservation de la masse dans un tube de courant

D'après le théorème de Gauss, on a :

$$\iint_S \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds = \iiint_{cv} \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) dv$$

En remplaçant dans l'équation [II-1], on trouve :

$$\iiint_{cv} \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) \right] dv = 0 \quad [\text{II-2}]$$

Après intégration on obtient :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) = 0 \quad [\text{II-3}]$$

Cette dernière représente l'équation de continuité sous la forme différentielle.

Pour les trois composantes de V (u , v , w), sur les trois axes (x , y , z) en coordonnées cartésiennes, l'équation de continuité se traduit alors :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho \cdot v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho \cdot w)}{\partial z} = 0 \quad [\text{II-4}]$$

Pour un écoulement permanent et monodimensionnel, la conservation de la masse se résume à :

$$\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$$

II -2/ Equation de mouvement:

Selon la deuxième loi de Newton, le taux de variation de la quantité de mouvement par rapport au temps d'une particule de fluide est égal à la somme des forces agissant sur le système. Cela se traduit par :

$$\left[\frac{D}{Dt} (m \vec{V}) = \Sigma F_{ext} \right]$$

La quantité de mouvement de la masse traversant la surface du volume de contrôle est :

$$I = \iint_S \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) \vec{V} ds \quad [\text{II-5}]$$

La variation de la quantité de mouvement locale est :

$$I_t = \iiint_{cv} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) dv \quad [\text{II-6}]$$

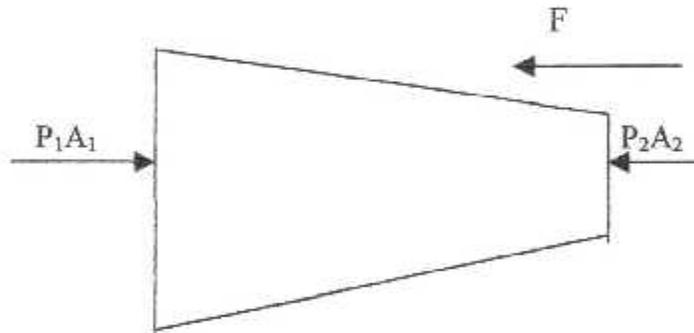


Figure (II-2) : Les différentes forces agissant sur un écoulement

Finalement on aboutit à :

$$\iint_S \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) \vec{V} \cdot ds + \iiint_{cv} \frac{d(\rho \cdot \vec{V})}{dt} dv = \sum F_{ext} \quad [\text{II-7}]$$

Si le régime est stationnaire, le bilan des forces et de la quantité de mouvement sur le volume de contrôle devient :

$$P_1 A_1 - F - P_2 A_2 = \dot{m}_2 V_2 - \dot{m}_1 V_1$$

Avec P_1 et P_2 les pressions exercées respectivement sur A_1 et A_2

II -3/ Equation d'énergie :

La variation d'énergie entre l'entrée et la sortie d'un système ouvert représente le travail reçu et la quantité de chaleur échangée. Cette variation d'énergie est égale à la variation d'énergie interne, cinétique et potentielle

$$W + Q = \Delta U + \Delta Ec + \Delta Ep$$

ΔU représente la variation d'énergie interne

ΔEc représente la variation d'énergie cinétique

ΔEp représente la variation d'énergie potentielle

Alors l'équation d'énergie sera :

$$dw + dq = (U_s - U_e)dm + \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2)dm + g(z_s - z_e)dm \quad [II-8]$$

Pour une transformation adiabatique ($dq = 0$), le travail de pression sur les surfaces S_s et S_e :

$$dw = dm(P_e V_e - P_s V_s) = dm \left(\frac{P_e}{\rho_e} - \frac{P_s}{\rho_s} \right)$$

Avec v : volume spécifique.

D'où :

$$\left(\frac{P_e}{\rho_e} + \frac{1}{2}V_e^2 + gz_e + U_e \right) dm = \left(\frac{P_s}{\rho_s} + \frac{1}{2}V_s^2 + gz_s + U_s \right) dm$$

On définit enthalpie :

$$h = U + \frac{P}{\rho}$$

D'où :

$$h + \frac{1}{2}V^2 + gZ = h_t = \text{cte}$$

Pour les turbopropulseurs, le terme $g.z$ est négligeable.

Alors :

$$h_t = h + \frac{1}{2}V^2$$

Pour un gaz calorifiquement parfait : $h = C_p \cdot T$

C_p : chaleur spécifique à pression constante.

Donc :

$$C_p \cdot T + \frac{1}{2}V^2 = h_t = C_p \cdot T_t \quad [\text{II-9}]$$

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{1}{2 \cdot C_p \cdot T} \cdot V^2 \quad (\text{Température totale})$$

D'après l'équation [II-9], on aura pour le volume de contrôle précédent :

$$C_p \cdot T_{te} = C_p \cdot T_{ts} \Rightarrow T_{te} = T_{ts} \quad [\text{II-10}]$$

II-4 / Lois générales d'un écoulement isentropique

Pour un écoulement isentropique, on a :

$$C_p - C_v = r \quad \text{et} \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

$$\text{Alors : } C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$$

Avec C_v chaleur spécifique à volume constant et r la constante des gaz.

$R = 287 \text{ J/Kg} \cdot ^\circ\text{K}$, $\gamma = 1.4$ et $C_p = 1.004 \text{ KJ/(kg} \cdot ^\circ\text{K)}$

On définit le nombre de Mach comme étant le rapport de la vitesse sur la vitesse du son local :

$$M = \frac{V}{a}$$

Avec : $a = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}$ vitesse du son.

Remplaçant $C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1}$ dans la relation [II-9], on obtient :

$$\frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t$$

$$\Rightarrow \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T \left[1 + \frac{(\gamma - 1) V^2}{\gamma \cdot r \cdot T} \right] = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \cdot T_t$$

$$\frac{T_t}{T} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right] \quad \text{[II-11]}$$

Pour une transformation réversible, on a :

$$P \cdot T^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = cte$$

En remplaçant dans [II-11], on aboutit à :

$$\frac{P_t}{P} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [\text{II-12}]$$

De même, on a la relation : $\frac{P}{\rho^\gamma} = cte$ (transformation réversible)

En remplaçant dans l'équation [II-12], on trouve :

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad [\text{II-13}]$$

D'après l'équation de continuité et pour un écoulement unidimensionnel stationnaire, on a :

$$\rho \cdot V \cdot A = cte$$

Entre les deux sections 1 et 2 :

$$\rho_1 \cdot V_1 \cdot A_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot A_2$$

Avec $\frac{a_1}{a_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{2}}$ et $\frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{1}{1-\gamma}}$

D'où :

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{M_1}{M_2} \cdot \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

En introduisant la relation [II-11], on trouve :

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \cdot \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad \text{[II-14]}$$

II-5/ Le paramètre du débit (MFP) :

Le MFP est un paramètre qui relie le débit à la variation du nombre de Mach. Par convention, on définit :

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} \quad \text{[II-15]}$$

D'autre part :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad \text{[II-16]}$$

On a : $V = M(\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}}$ et $\rho = \frac{P}{r \cdot T}$

Si on remplace V et ρ dans l'équation [II-16] on aura :

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P}{r \cdot T} \cdot M(\gamma \cdot r \cdot T)^{\frac{1}{2}} \quad \text{[II-17]}$$

En multipliant [II-17] par $\frac{\sqrt{T_t}}{P_t}$ et en tenant compte des équations [II-11] et [II-12], on obtiendra alors :

$$MFP = \frac{M \sqrt{\frac{\gamma}{r}}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad \text{[II-18]}$$

CHAPITRE III :

ETUDE ENERGETIQUE D'UN TURBOPROPULSEUR

ETUDE ENERGETIQUE D'UN TURBOPROPULSEUR

III-1/ Introduction

Le turbopropulseur reste le moteur aéronautique le plus rentable parmi ceux qui réalisent le cycle de la turbine à gaz. Cet avantage est dû à son rendement de propulsion relativement élevé réalisé par l'intermédiaire d'une hélice. Suivant la mission que doit accomplir l'avion, un moteur aura à fonctionner dans des conditions très variées du nombre de Mach, de l'altitude et du régime. La géométrie du moteur imposera alors des contraintes variées.

La construction des éléments du moteur est limitée par des contraintes propres à leurs fonctionnements tels que:

a-) Limites aérodynamiques :

- Le blocage en débit des sections de passage
- Le pompage du compresseur (limite du rapport de pression)
- La limite de la puissance des turbines

b-) Limites thermiques : Elles concernent les niveaux des températures des différents éléments du moteur.

c-) Limites mécaniques : Elles concernent les niveaux des pressions (tenue des carters) et des vitesses de rotation (contraintes centrifuges).

III-2/ Le diffuseur

En vol la décélération de l'écoulement dans l'entrée d'air est accompagnée par des ondes de choc (en régime supersonique), ce qui produit une perte importante de la pression totale.

On définit alors $\pi_{d\max}$ comme étant la portion de perte de pression due aux frottements et η_r la portion de perte de pression due aux ondes de choc. En effet, la perte totale se résume par :

$$\pi_d = \pi_{d\max} \cdot \eta_r \quad \text{[III-1]}$$

avec :

$$\eta_r = \begin{cases} 1 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0.0075(M_0 - 1)^{1.35} & 1 < M_0 < 5 \end{cases}$$

III-3/ Le compresseur

L'air arrive par la partie centrale du rotor par extraction sous l'effet de la rotation de la roue mobile. Il est ensuite accéléré vers la périphérie où son énergie cinétique s'accroît.

Etant donné les sections de passage inter aubes rotor sont divergentes et on aura donc un début de transformation d'énergie cinétique en énergie de pression. Par la suite, le passage des filets d'air dans le divergent du stator et achèvera la transformation d'énergie cinétique en énergie de pression.

III-3-1/ Le pompage

Le pompage est un phénomène qui, à partir d'un décrochage aérodynamique des filets d'air sur les profils d'aubes se traduit par l'inversion périodique de l'écoulement dans le compresseur.

Si pour une raison quelconque, la vitesse d'écoulement dans le compresseur diminue, celui-ci conservant sa vitesse de rotation. La pression du récepteur (chambre de combustion) deviendra supérieure à la pression de sortie compresseur. Ce déséquilibre entraînera une inversion du sens de l'écoulement.

Cette inversion dans le compresseur est brutale et a pour effet, une baisse de pression dans le récepteur et une augmentation de la pression dans le compresseur. Les filets d'air reprennent alors leur écoulement normal, ils auront décrit un cycle de pompage. Si à la fin de ce cycle, la cause du pompage n'a pas disparu, nous allons nous retrouver dans les mêmes conditions de fonctionnement qu'en début de pompage et nous allons amorcer un nouveau cycle.

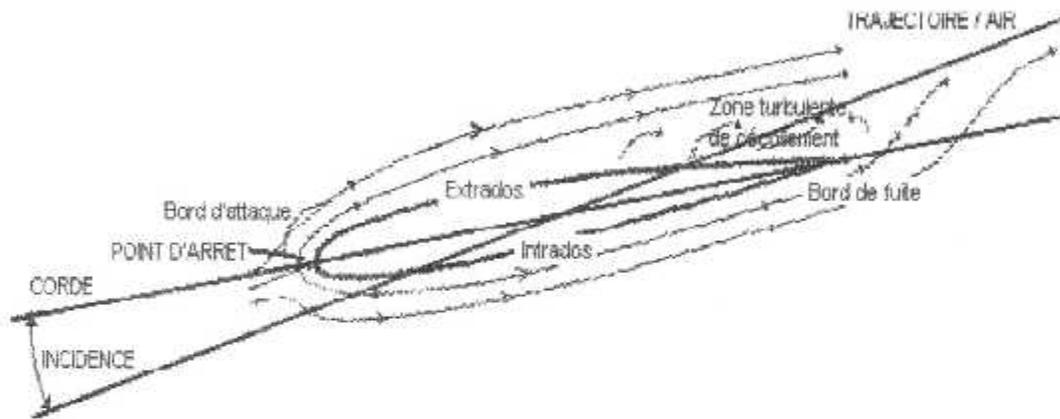


Figure (III-1) : Décrochage des filets d'air

Le pompage est un phénomène dangereux car il soumet le compresseur à des contraintes thermiques et vibratoires pour lesquelles il n'est pas prévu. Les principales causes du pompage sont :

- faibles régimes moteurs
- obstruction thermique
- conditions de vol

Pour éviter le pompage, les constructeurs équipent les moteurs d'un certain nombre de dispositifs tels que :

- aubes stator orientables
- vannes de décharge sur compresseur
- limiteur d'accélération au niveau de la régulation ou de survitesse

III-3-2/ Le rendement de compression

Le rendement du compresseur est défini comme étant le rapport de travail isentropique au travail réel.

$$\eta_c = \frac{h_{t3s} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} \quad \text{[III-2]}$$

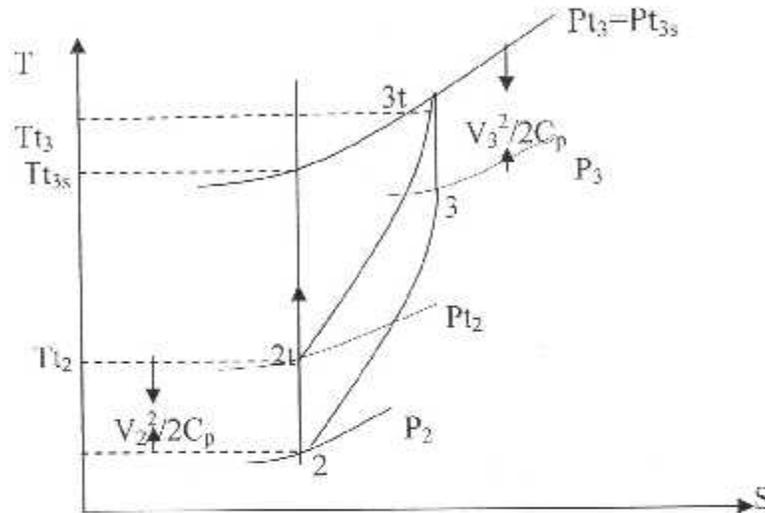


Figure (III-2) : Cycle thermodynamique au niveau du compresseur

En faisant intervenir l'équation [II-15], on obtient :

$$\eta_c = \frac{T_{t3s} - T_{t2}}{T_{t3} - T_{t2}} \quad \text{[III-3]}$$

En tenant compte des équations [II-18] et [II-19], le rendement peut s'écrire sous la forme :

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\left(\frac{P_{t3s}}{P_{t2}}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad \text{[III-4]}$$

Avec K coefficient polytropique.

Le rendement sera donc :

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{k}} - 1}{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{k}} - 1} \quad [\text{III-5}]$$

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{k}} - 1}{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{k}} - 1} \quad [\text{III-6}]$$

Le rendement isentropique du compresseur η_c est compris le plus souvent entre 0.8 et 0.85.

Le rendement polytropique est donné par la formule suivante :

$$e_c = \left(\frac{k}{k-1} \right) \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right) \quad [\text{III-7}]$$

D'après le chapitre précédent on a :

$$\frac{T_{t3s}}{T3} = \left(\frac{P_{t3s}}{P_{t3}} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Donc :

$$\ln \tau = \frac{k}{k-1} \ln \pi \Rightarrow \frac{k-1}{k} = \frac{\ln \tau}{\ln \pi} \quad [\text{III-8}]$$

Finalement on aboutit à :

$$e_c = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{\ln \pi_c}{\ln \tau_c} \quad [\text{III-9}]$$

III-4/ la chambre de combustion

Le rendement de la Chambre de combustion est donnée par :

$$\eta_b \dot{m}_f H_{pr} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m}_a h_{t3}$$

Donc :

$$\eta_b = \frac{[(\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m}_a h_{t3}]}{\dot{m}_f H_{pr}} \quad [\text{III-10}]$$

La perte de charge est exprimée comme suit :

$$\pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$$

III-5/ La turbine

On a pris comme hypothèse que la détente dans la turbine est adiabatique ($Q_{4-5}=0$) et que la chaleur spécifique est constante ($C_p=C_{te}$).

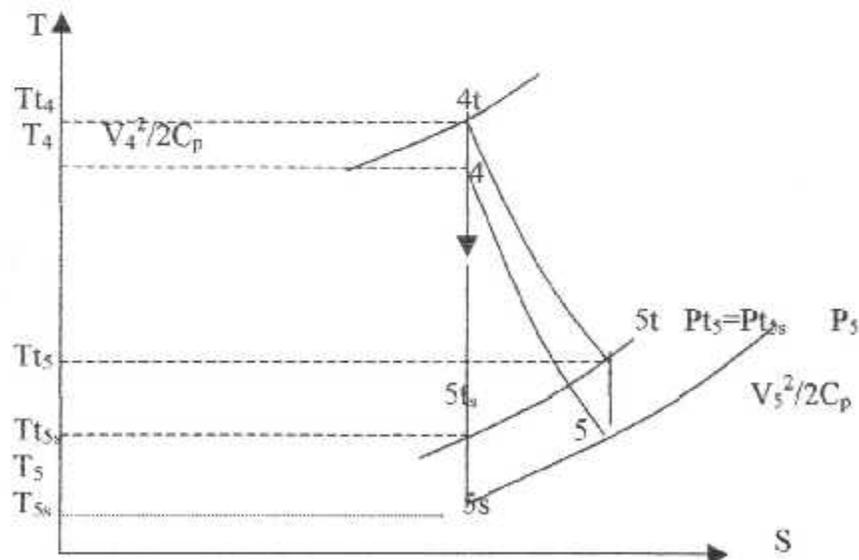


Figure (III-3) : Cycle thermodynamique au niveau de la turbine

Le rendement de la turbine représente aussi le rapport de travail réel sur le travail isentropique.

$$\eta_t = \frac{W_{tr}}{W_{tis}} = \frac{\Delta H_{Tr}}{\Delta H_{tis}} = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t5s}} \quad [\text{III-11}]$$

$$\Rightarrow \eta_t = \frac{T_{t4} \left(1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)}{T_{t4} \left(1 - \frac{T_{t5s}}{T_{t4}} \right)} = \frac{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad [\text{III-12}]$$

Le rendement polytropique pour une détente est :

$$e_t = \frac{k-1}{k} \cdot \frac{\gamma-1}{\gamma} \quad [\text{III-13}]$$

Donc : $\frac{k-1}{k} = e_t \frac{\gamma-1}{\gamma}$

D'où :

$$\eta_t = \frac{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{e_t \frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad [\text{III-14}]$$

avec :

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \pi_t \quad [\text{III-15}]$$

III-6/ la tuyère

La tuyère est un convergent dans lequel l'écoulement est isentropique, sans échange de chaleur ni de travail. On se trouve dans le même cas de figure que

l'entrée d'air, on peut donc admettre que les grandeurs totales ne se conservent.

En théorie, la pression totale se conserve tout le long de la tuyère lorsqu'il n'y a pas d'onde de choc. En pratique, à cause des frottements, la pression chute légèrement tout le long de la tuyère. Le rendement de cette dernière est donc le rapport de la pression totale en sortie tuyère par la pression totale à l'entrée. Ce rendement est de l'ordre de 0.99.

Lorsqu'on considère une tuyère d'avion, la pression totale à l'amont de la tuyère est celle de sortie turbine haute pression. Quant à la pression en aval, elle sera la pression atmosphérique (tuyère adaptée). On aura deux cas de fonctionnement :

- Sub-critique $M < 1$
- Critique $M=1$

a) Fonctionnement sub-critique

On appelle rapport sub-critique, le rapport P_t/P lorsqu'on a un Mach inférieur à 1 et aussi

$$\frac{P_{t9}}{P_0} \geq \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad \text{[III-16]}$$

Cela nous conduit à :

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad \text{[III-17]}$$

$$P_{t5} = P_{t9} \quad (\text{transformation adiabatique})$$

$$P_9 = P_0 \quad (\text{détente complète des gaz})$$

b) Fonctionnement critique

Dans ce cas, on a :

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad \text{[III-18]}$$

Sachant que :

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t4} \tau_{th} \tau_{tl}}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}} \quad \text{[III-19]}$$

On déduit que la vitesse d'échappement est :

$$V_9 = a_0 M_9 \sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_9}{\gamma_c R_c T_0}} \quad \text{[III-20]}$$

III-7/ Etude du cycle réel

Dans ce cycle, les pertes sont mises en considération. On va donc introduire les pertes de pression et les différents rendements de élément du turbopropulseur.

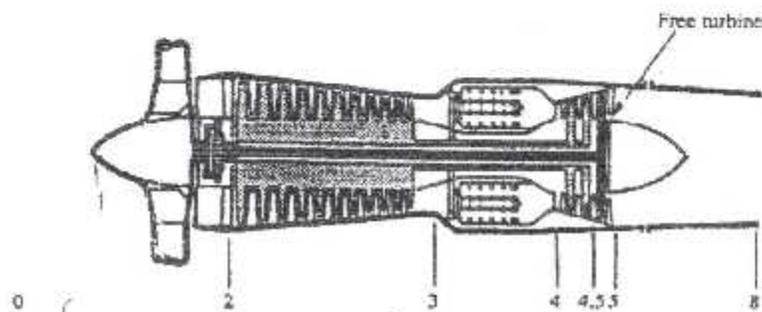


Figure (III-5) : les différentes stations d'un turbopropulseur

Le cycle thermodynamique étudie le changement que subit le fluide au cours de son évolution dans les éléments du moteur.

Le rendement thermique du cycle dépend directement des rendements des composants formant les différents processus thermodynamique de ce cycle.

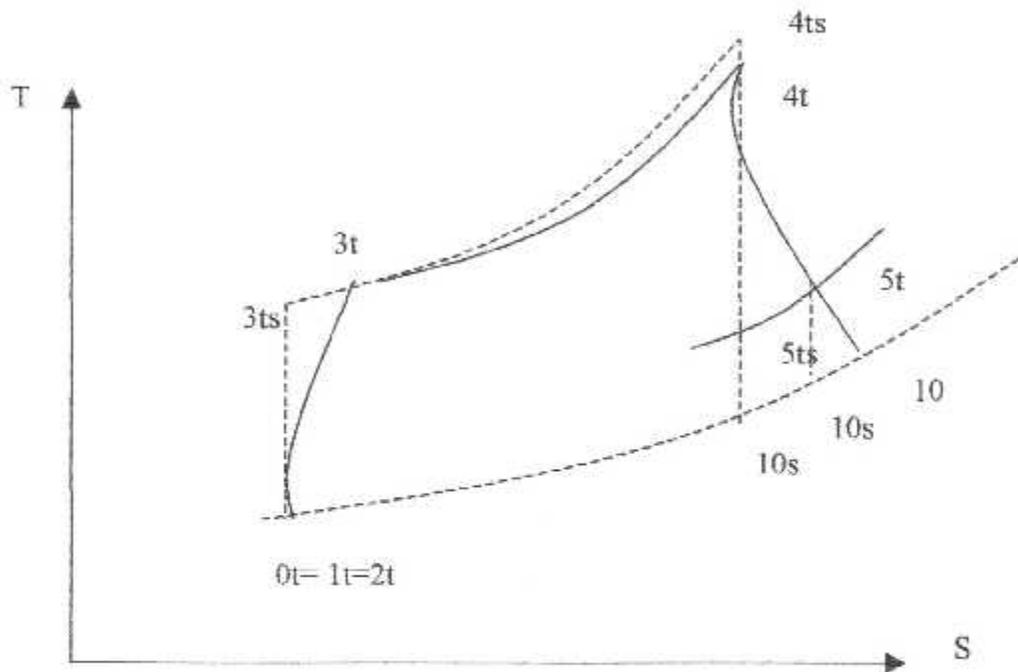


Figure (III-4): Cycle thermodynamique pour l'ensemble des composants du moteur

- Cycle réel
- - - Cycle isentropique

Notation

On va définir par convention les paramètres suivants :

$$\pi = \frac{\text{Pression totale à la sortie du composant}}{\text{Pression totale à l'entrée du composant}}$$

$$\tau = \frac{\text{Température totale à la sortie du composant}}{\text{Température totale à l'entrée du composant}}$$

Écoulement libre

Soit a_0 la vitesse du son. Sachant que :

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c T_0} \quad \text{et} \quad R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{p_c}$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \quad [\text{III-21}]$$

$$\pi_r = (\tau_r)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad [\text{III-22}]$$

Compresseur

$$\pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}}$$

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad [\text{III-23}]$$

Chambre de combustion

Le mélange de l'air qui sort du compresseur avec le carburant qui va ensuite se brûler dans la chambre de combustion donne aussi un mélange des enthalpies totales de l'air et du carburant, c'est-à-dire :

$$\eta_b \dot{m}_f H_{pr} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m}_a h_{t3}$$

On pose $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$, on aura donc:

$$C_{pc} \cdot T_{t3} + \eta_b \cdot f \cdot H_{pr} = (1 + f) C_{pt} \cdot T_{t4}$$

Ce qui donne :

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\frac{\eta_b \cdot H_{pr}}{C_{pc} \cdot T_0} - \tau_\lambda} \quad \text{[III-24]}$$

H_{pr} représente le pouvoir calorifique inférieur

Turbine

Cependant, la charge de la turbine τ_t est obtenue par l'équation de couplage entre le compresseur, la turbine et l'hélice.

$$\eta_m C_{pt} (\dot{m}_a + \dot{m}_f) (T_{t4} - T_{t5}) = C_{pc} \dot{m}_a (T_{t3} - T_{t2})$$

Ce qui implique :

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \cdot \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad \text{[III-25]}$$

$$\pi_t = \tau_t^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} e_t \quad \text{[III-26]}$$

$$\frac{P_{t0}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c \cdot \pi_b \cdot \pi_t \cdot \pi_n \quad \text{[III-27]}$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right]} \quad \text{[III-28]}$$

Puisque l'écoulement est adiabatique :

$$T_{t9} = T_9 \left[1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_9^2 \right] \quad [\text{III-29}]$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\frac{C_{pc}}{C_{pt}} \cdot \tau \cdot \lambda}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}}} \quad [\text{III-30}]$$

III-8/ Etude de cycle en hors adaptation

Le calcul en hors adaptation permet de :

- Définir en jouant sur les paramètres des commandes du moteur, les lois du fonctionnement sain du moteur.
- Calculer les performances du moteur dans tout le domaine du vol.
- Evaluer l'influence de la géométrie du moteur.

Les paramètres indicés par un petit r sont pour un fonctionnement de référence ou en adaptation. Les paramètres qui ne sont pas indicés par un petit r indiquent un fonctionnement hors adaptation.

Pour commencer on définit le débit pour un fonctionnement en hors adaptation. Ainsi l'équation de conservation de masse au niveau de la station 4 nous permet d'aboutir à :

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_0 r \cdot \frac{P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c}{\left(P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c \right)_r} \sqrt{\frac{T_{t4r}}{T_{t4}}} \quad [\text{III-31}]$$

Donc le débit réduit sera de la forme :

$$D = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta} \quad [\text{III-32}]$$

θ et δ sont par définition :

$$\theta = \frac{T_i}{T_{std}} \quad \text{et} \quad \delta = \frac{P_i}{P_{std}}$$

L'indice std indique la température et la pression standard calculées par rapport au niveau de la mer. Les paramètres du fonctionnement en adaptation tel que π_r, τ_{tr}, M_{gr} doivent être calculer comme dans le cas du cycle en adaptation.

L'équilibre de puissance entre le compresseur et la turbine haute pression donne :

$$\eta_m \dot{m}_4 C_{p_t} (T_{t4} - T_{t4.5}) = \dot{m}_2 C_{p_c} (T_{t3} - T_{t2})$$

En introduisant les rapports de température on aura :

$$\frac{\tau_r (\tau_c - 1)}{\frac{T_{t4}}{T_0}} = \eta_m (1+f) (1 - \tau_{th}) \left[\frac{\tau_r (\tau_c - 1)}{\frac{T_{t4}}{T_0}} \right]_r \quad \text{[III-33]}$$

En résolvant cette équation on aboutit à :

$$\tau_c = 1 + \frac{\frac{T_{t4}}{T_0}}{\left(\frac{T_{t4}}{T_0} \right)_r} \cdot \frac{(\tau_r)_r}{\tau_r} (\tau_c - 1)_r \quad \text{[III-34]}$$

Par la suite on déduit que :

$$\pi_c = \left[1 + \eta_c (\tau_c - 1) \right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad \text{[III-35]}$$

$$\tau_2 = \frac{C_{p_t} \cdot T_{t4}}{C_{p_c} \cdot T_0} \quad \text{[III-36]}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\eta_b H_{pr} \frac{C_p}{C} T_0^{-\tau_\lambda}} \quad [\text{III-37}]$$

En utilisant l'équation d'équilibre la turbine haute pression et le compresseur, on aboutit à :

$$\tau_{tl} = \tau_{tlr} \sqrt{\frac{\tau_{tl}}{\tau_{tlr}} \frac{MFP(M_{gr})}{MFP(M_g)}} \quad [\text{III-38}]$$

III-9/ Calcul des performances d'un turbopropulseur

III-9-1/ Poussée et la consommation spécifiques

Avant de commencer, on définit d'abord, le corps du moteur est la partie du moteur seule, sans hélice et sans boîte à vitesse ou réducteur, par la suite on définit le coefficient d'interaction par :

$$C = \frac{\text{Puissance d'interaction}}{\text{masse d'air à travers le corps du moteur}} \cdot h_0$$

Donc le coefficient d'interaction pour le corps du moteur est :

$$C_c = \frac{V_0}{C_{pc} T_0} \frac{F_{corps}}{\dot{m}_0}$$

$$C_c = (\gamma_c - 1) M_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} M_0 + (1+f) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_0}{V_9} \frac{1 - \frac{P_0}{P_9}}{\gamma_c} \right] \quad [\text{III-39}]$$

Dans le cas où la tuyère est adaptée on aura :

$$C_c = (\gamma_c - 1) M_0 \left[(1+f) \frac{v_9}{a_0} - M_0 \right] \quad \text{[III-40]}$$

Le coefficient d'interaction pour l'hélice est donné par :

$$C_{prop} = \eta_{prop} \eta_g \eta_{ml} (1+f) \tau_\lambda \tau_{th} (1 - \tau_H) \quad \text{[III-41]}$$

Le coefficient total d'interaction est la somme de tous les coefficients d'interaction donnés précédemment :

$$C_{tot} = C_c + C_{prop} \quad \text{[III-42]}$$

Finalement la poussée spécifique du turbopropulseur est :

$$\frac{F}{m_0} = C_{pc} T_0 \frac{C_{tot}}{V_0} \quad \text{[III-43]}$$

Et sa consommation spécifique est :

$$C_s = \frac{f \dot{V}_0}{C_{pc} T_0 C_{tot}} \quad (\text{en Kg de carburant /s /N de poussée}) \quad \text{[II-44]}$$

ou bien
$$C_{sp} = \frac{C_s}{v_0} \quad (\text{en Kg de carburant/s/watt de puissance du moteur})$$

III-9-2/ Rendements

Par définition, le rendement d'une machine thermique est toujours le rapport de la puissance de sortie à la puissance d'entrée.

a) Rendement de propulsion

Le rendement de propulsion est le rapport de la puissance de propulsion à

la puissance thermique réelle.

$$\eta_{prop} = \frac{C_{tot}}{\eta_{prop} \left[\frac{C_{prop}}{\eta_{prop}} + \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) \left(1 + f \right) \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 - M_0^2 \right]} \quad [\text{III-45}]$$

b) Rendement thermique

Le rendement thermique est le rapport de la puissance thermique à la puissance calorifique.

$$\eta_{th} = \frac{C_{tot} C_{pc} T_0}{f H_{pr}} \quad [\text{III-46}]$$

c) Rendement global

Le rendement global est le produit des deux rendements (thermodynamique et de propulsion).

$$\eta_{gl} = \eta_{prop} \eta_{th} \quad [\text{III-47}]$$

Ces équations sont aussi valables pour exprimer les performances d'un turbopropulseur en adaptation et cela en mettant l'indice r.

CHAPITRE IV :

PRESENTATION DU LOGICIEL

PRESENTATION DU LOGICIEL

IV-1/ Introduction

Notre logiciel qui a pour de calculer les performances d'un turbopropulseur est composé de deux parties principales à savoir le code de calcul et l'interface graphique.

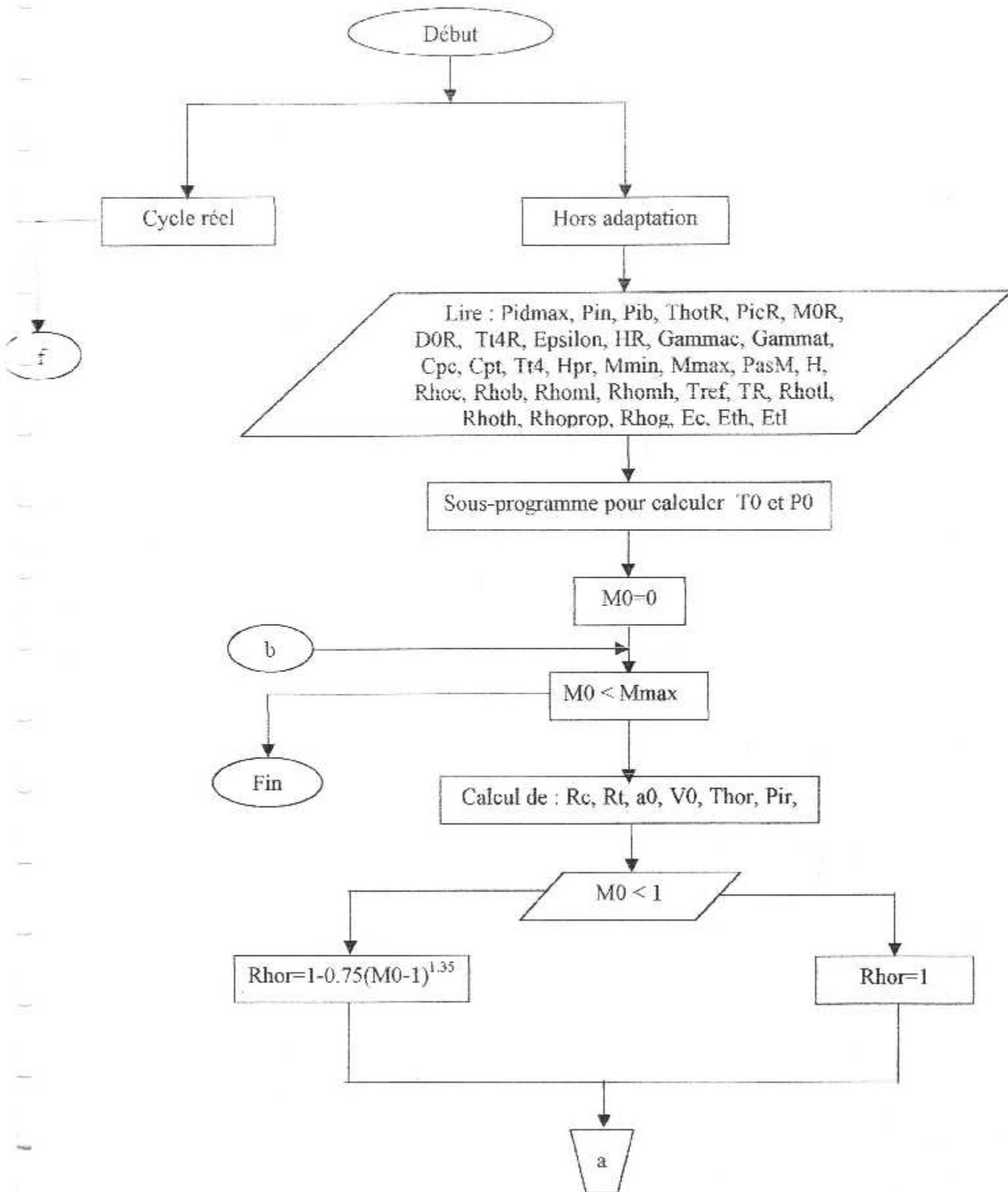
Le code de calcul est le programme qui permet de calculer les performances d'un turbopropulseur. Pour faciliter la compilation, ce code est décomposé en un programme principal et des sous-programmes.

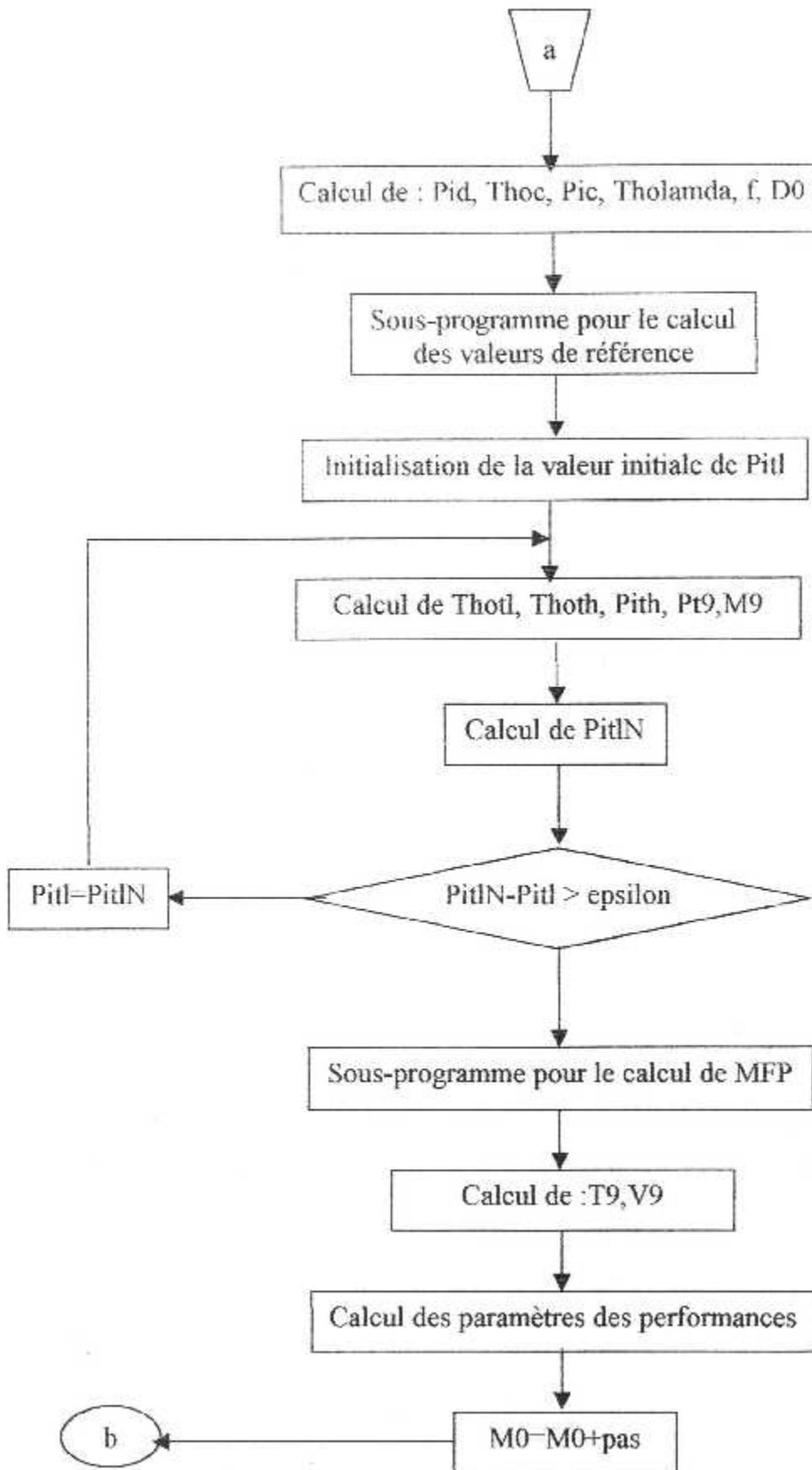
Le noyau du logiciel est constitué du fichier pfe.exe . Ce fichier est écrit et compilé en langage FORTRAN. Le fichier Projetpfe1.exe est écrit et compilé en langage DELPHI. A partir de ce fichier on peut appeler des fichiers exécutables écrits dans n'importe quel langage de programmation. L'exécution du fichier pfe.exe n'est possible que sous DELPHI, mais dans la disquette se trouvent quelques fichiers du DELPHI-5 suffisants pour l'exécution de tous les fichiers qui sont écrits dans ce langage. On donc vérifier si les fichiers suivants existent :

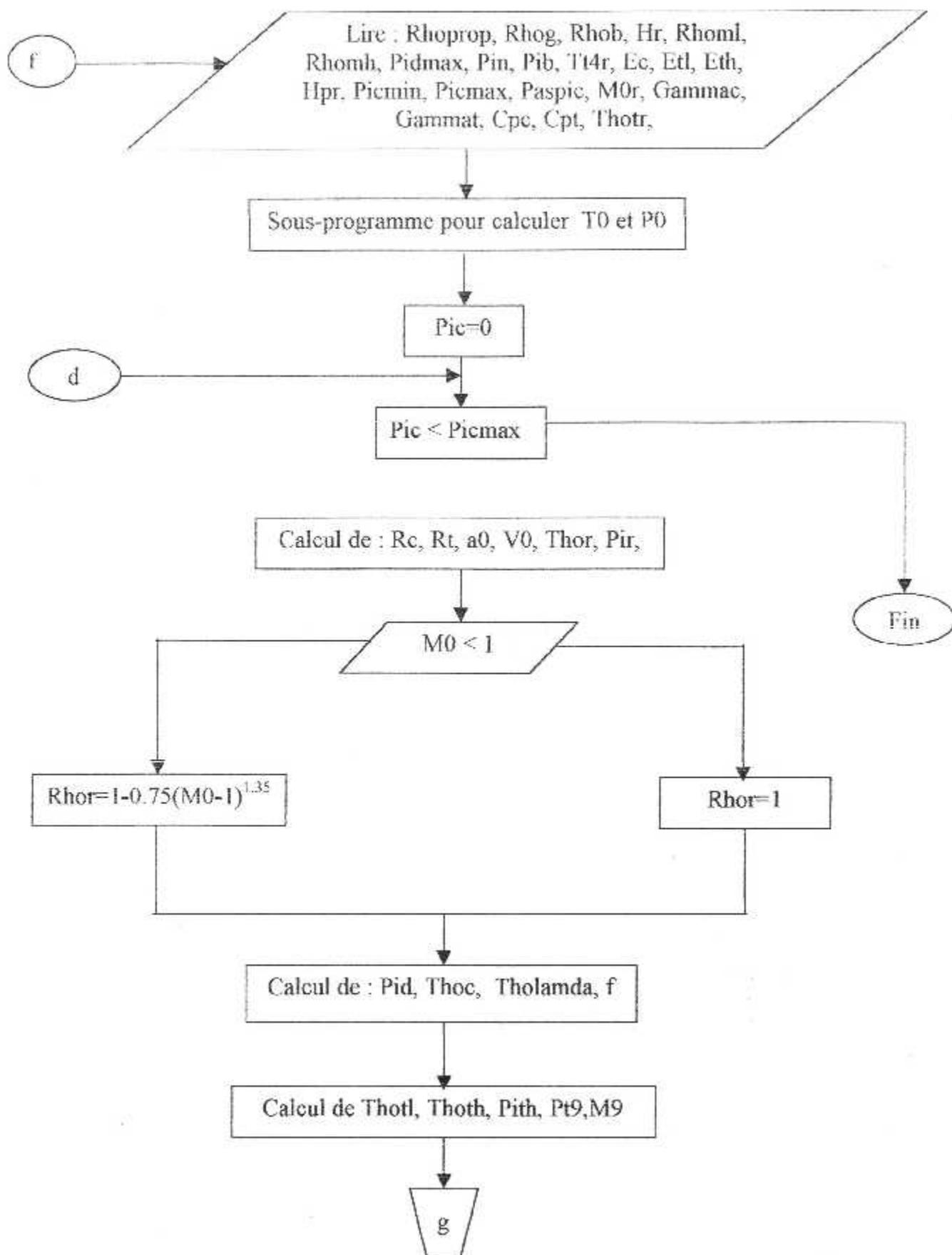
- _inst32.ex
- _isdel.exe
- _setup.l
- _setup.lib
- disk1.id
- setup.exe
- setup.ini
- setup.ins
- setup.pkg
- _setup.dll

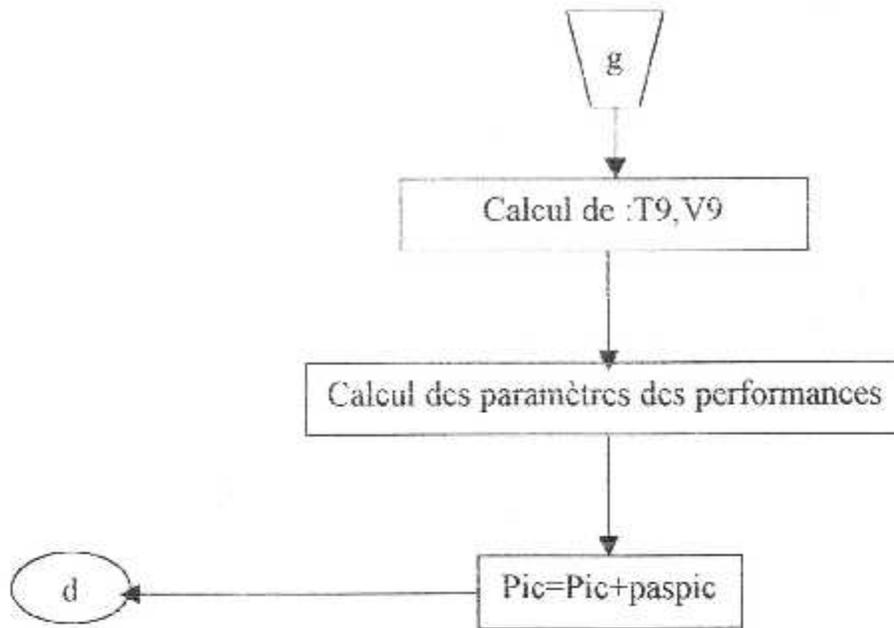
Dans le cas où on a pas l'ensemble de ces fichiers, l'installation sera incomplète et par conséquent il nous sera pratiquement difficile d'exécuter le logiciel. D'autre part, il faut aussi mettre point au niveau du symbole décimal des paramètres régionaux du panneau de configuration. Cette action nous permet d'utiliser les valeurs décimales générées par le programme FORTRAN afin de tracer les différentes courbes.

IV-2/ L'organigramme









IV-3/ Installation du logiciel

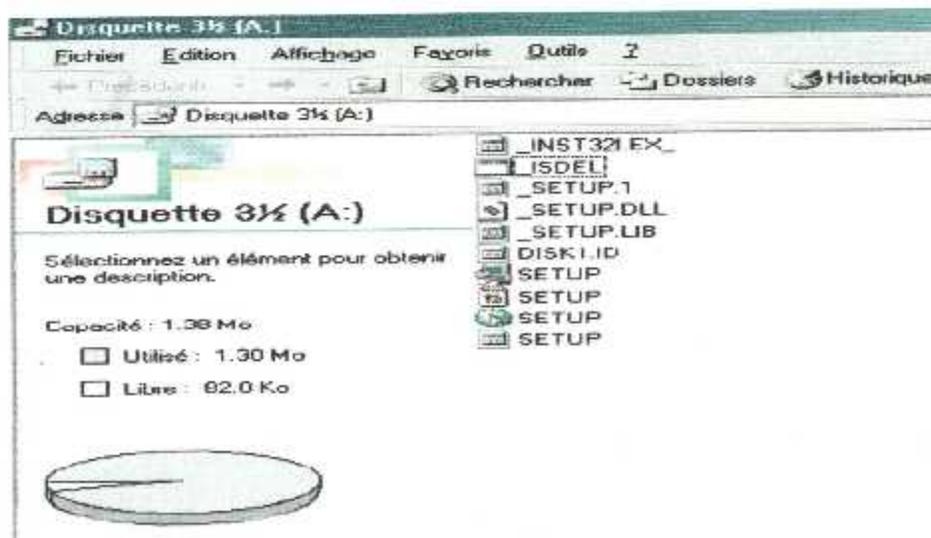
Afin de faciliter la manipulation du code de calcul de cette étude, il plus que nécessaire de faire une interface graphique assez simple.

Cette version n'est utilisable au minimum sur Windows 95. Ainsi pour commencer l'installation, cliquer deux fois sur la disquette pour l'ouvrir.



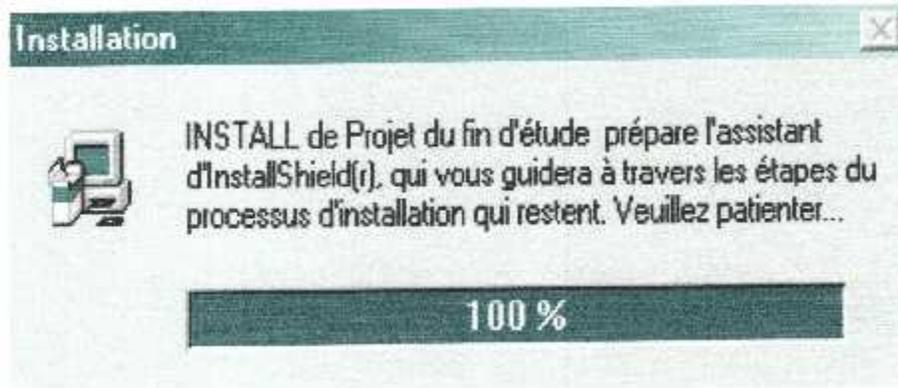
Etape 1

Cette action nous permet d'ouvrir la disquette et vérifier l'ensemble des fichiers. Ainsi ,on aura la fenêtre ci-dessous :



Etape 2

Pour lancer l'installation, on fait un double clique sur Setup.exe. On remarque sur l'écran la fenêtre de la préparation de l'assistant.



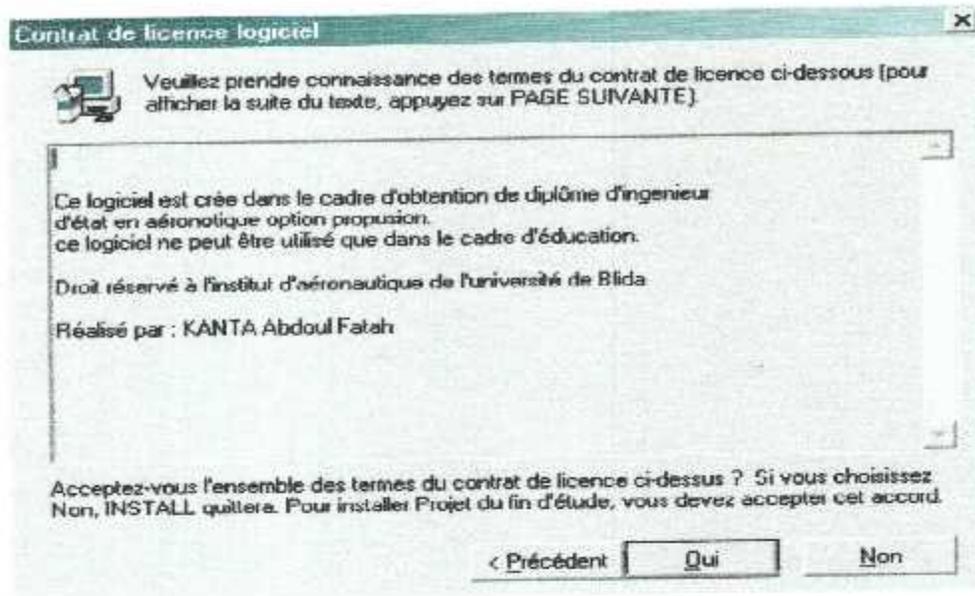
Etape 3

Ensuite le message ci-dessous apparaît :



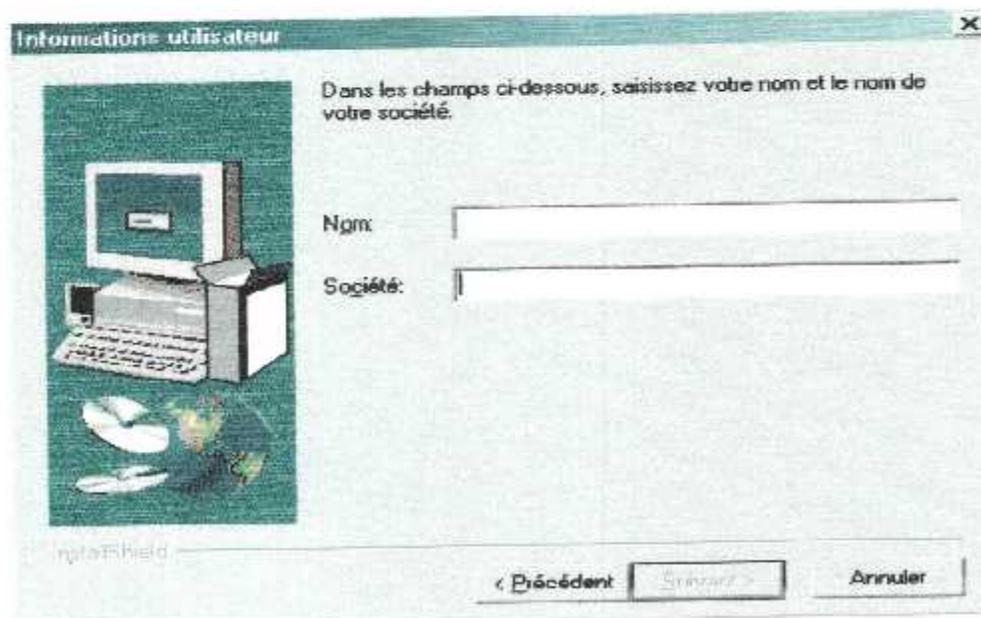
Etape 4

Cela signifie qu'on peut lancer l'installation. Il suffit de cliquer sur SUIVANT pour continuer. On voit apparaître le message suivant :



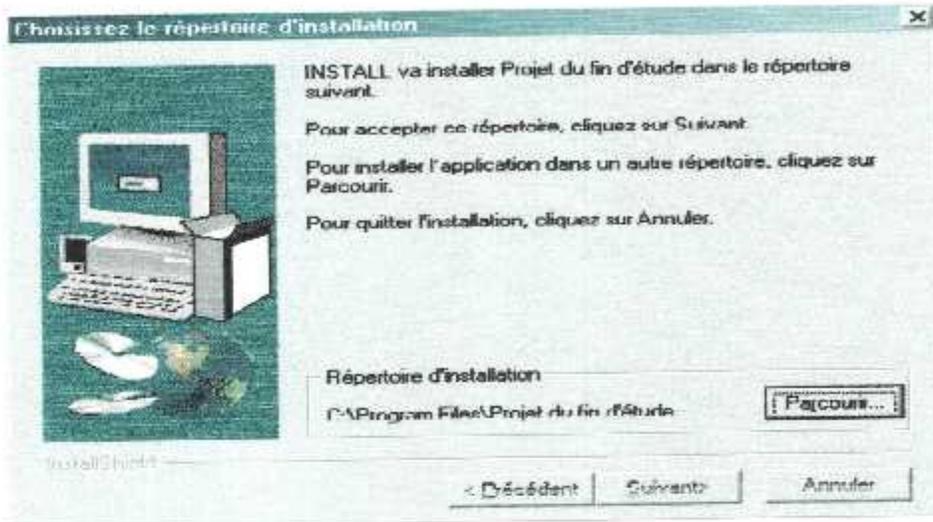
Etape 5

Afin de pouvoir continuer l'installation, on doit accepter les termes du contrat en cliquant sur OUI . Par la suite on remplit les champs de la fenêtre ci-dessous.



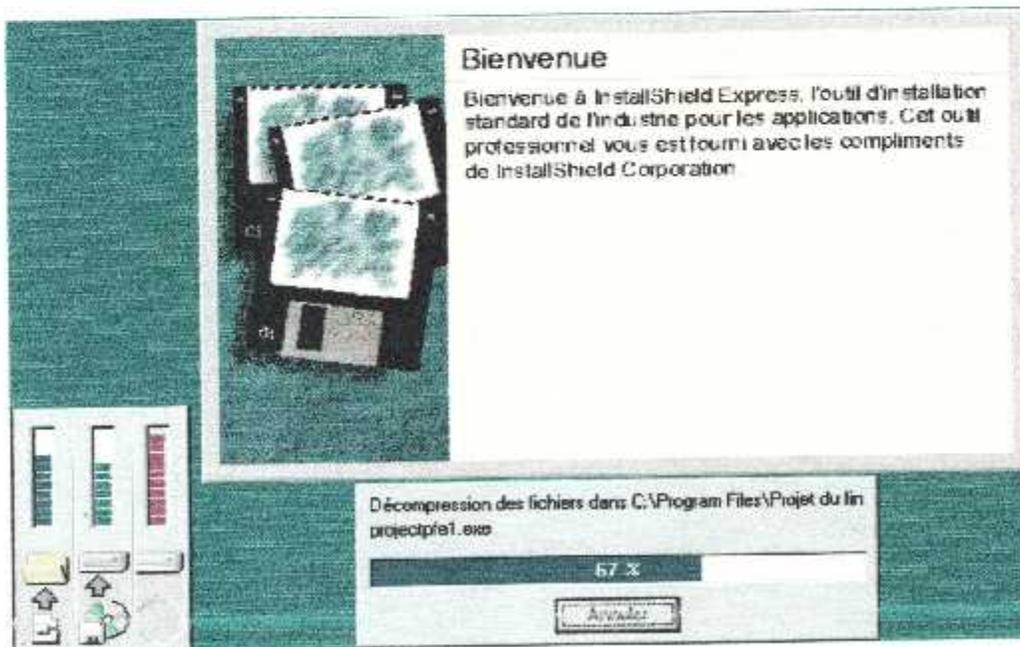
Etape 6

La boîte de dialogue ci-après nous permet de choisir le répertoire dans lequel nous souhaitons installer notre logiciel.



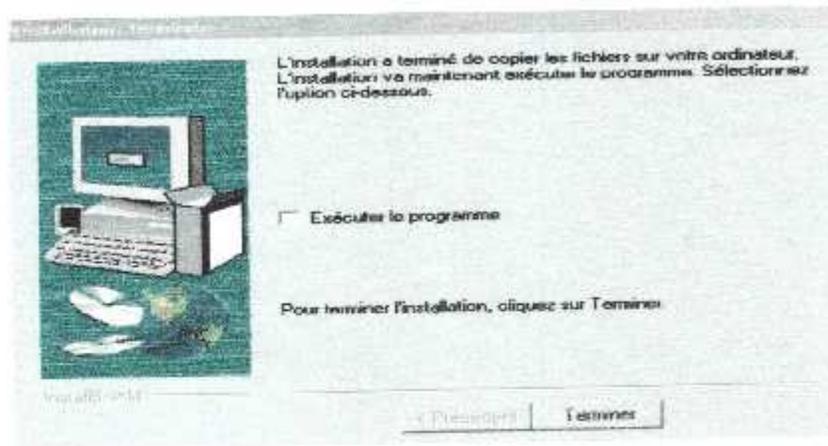
Etape 7

En choisissant SUIVANT, l'installation continue et on voit la fenêtre ci-dessous qui nous confirme la décompression des nos fichiers dans le répertoire qu'on a choisit.



Etape 8

Après la fermeture de cette fenêtre, il faut attendre jusqu'à ce que le message ci-dessus qui indique la fin de l'installation apparaît :



Etape 9

IV-4 Manipulation du logiciel :

Dans cette partie, on va faire connaissance des procédures d'utilisation de l'interface graphique. La fenêtre suivante est la feuille d'accueil. Elle nous permet de continuer l'exécution dans le cas où on le désire réellement.

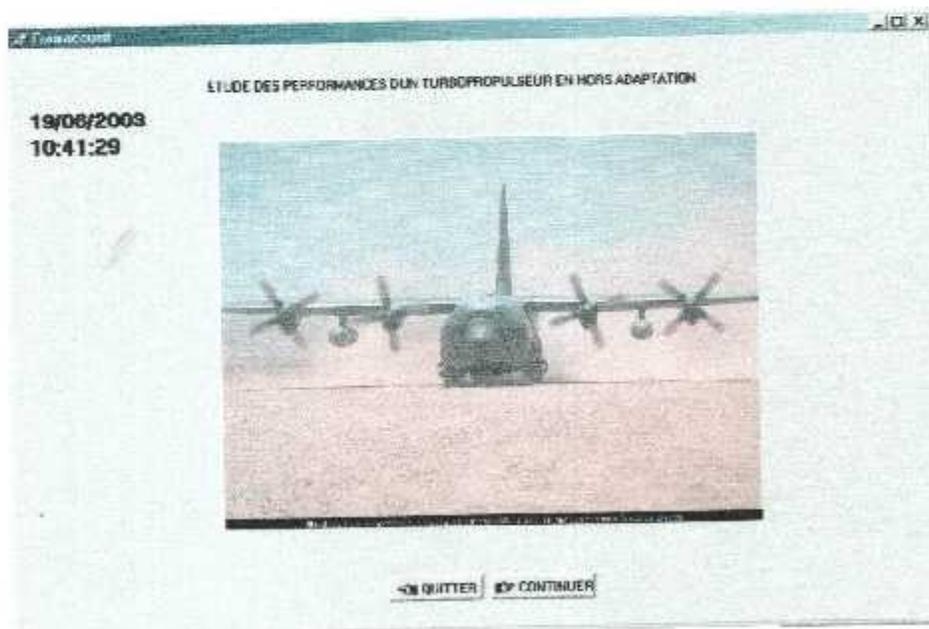


Figure (IV-1) : Fenêtre d'accueil

On peut cliquer sur QUITTER si on ne veut pas poursuivre l'exécution et si on décide de continuer, la fenêtre suivante apparaît. Cette dernière permet de faire un choix du cycle que l'on veut étudier.

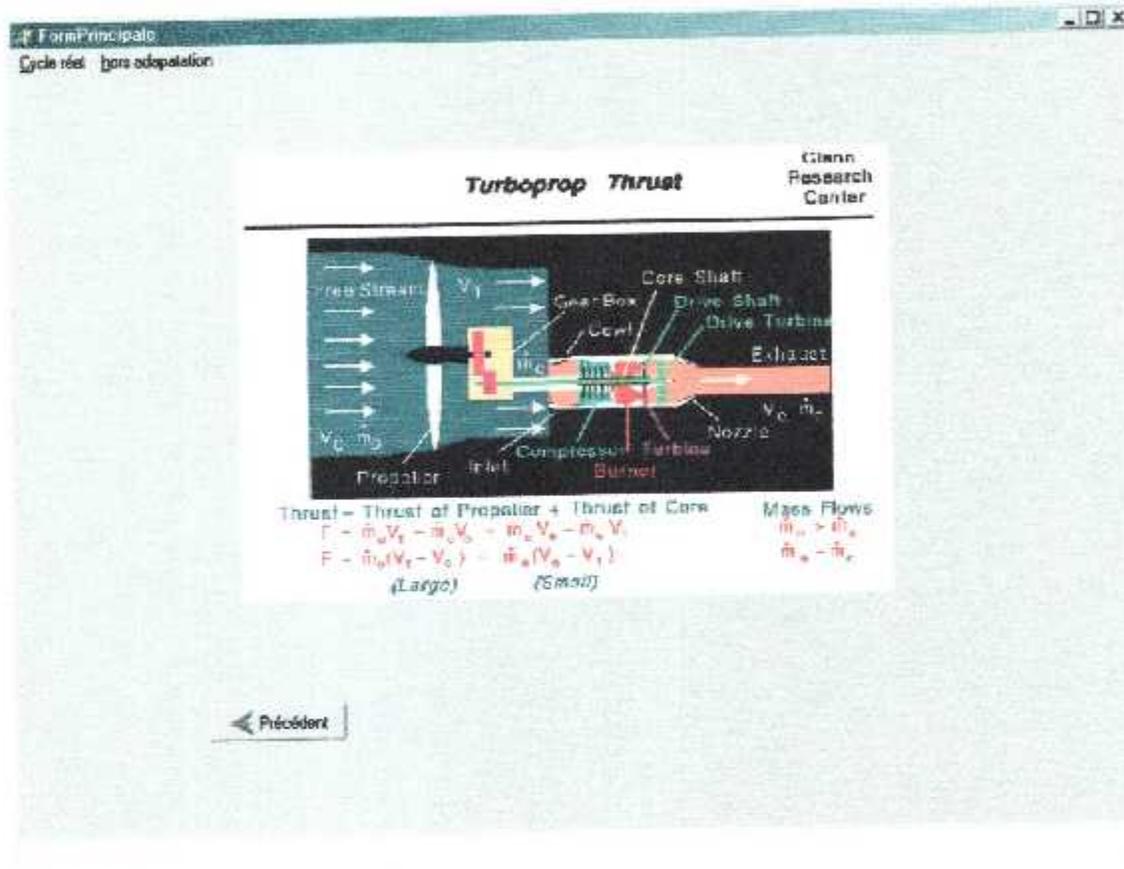


Figure (IV-2) : Fenêtre principale

Il serait préférable de commencer par le cycle réel afin d'avoir assez d'informations sur les paramètres de références qu'on va utiliser pour lancer le calcul dans le cas de l'étude en hors adaptation

Choix du cycle réel

Après le choix du cycle réel, on remplit les champs des données et on enregistre à l'aide du bouton ENREGISTRER. Ensuite on clique sur Lancer le calcul pour exécuter l'opération.

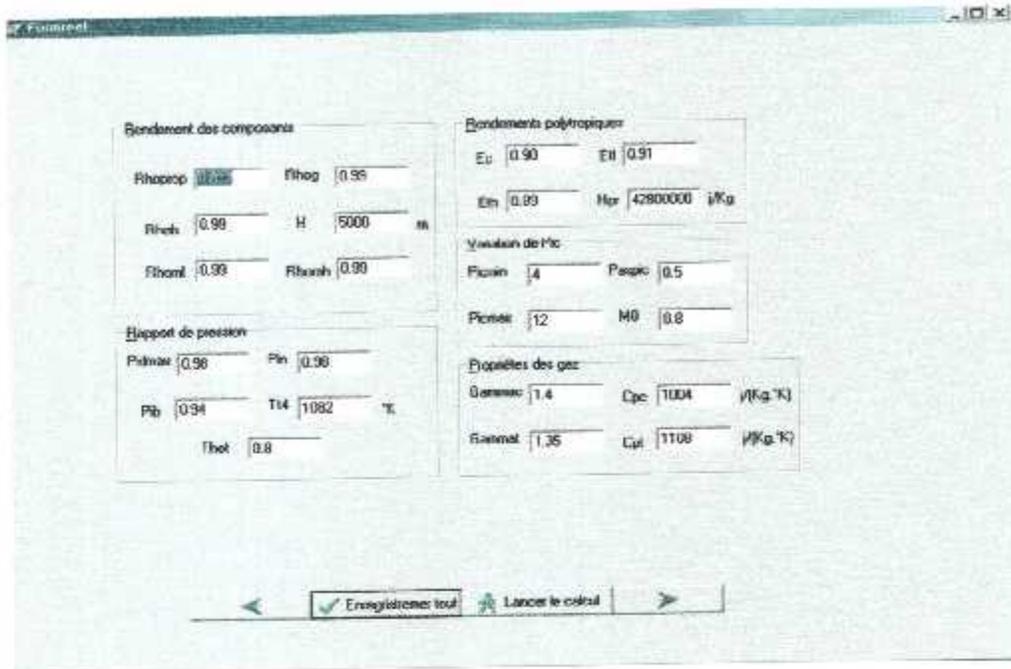


Figure (IV-3)

Pour accéder aux résultats on clique sur SUIVANT

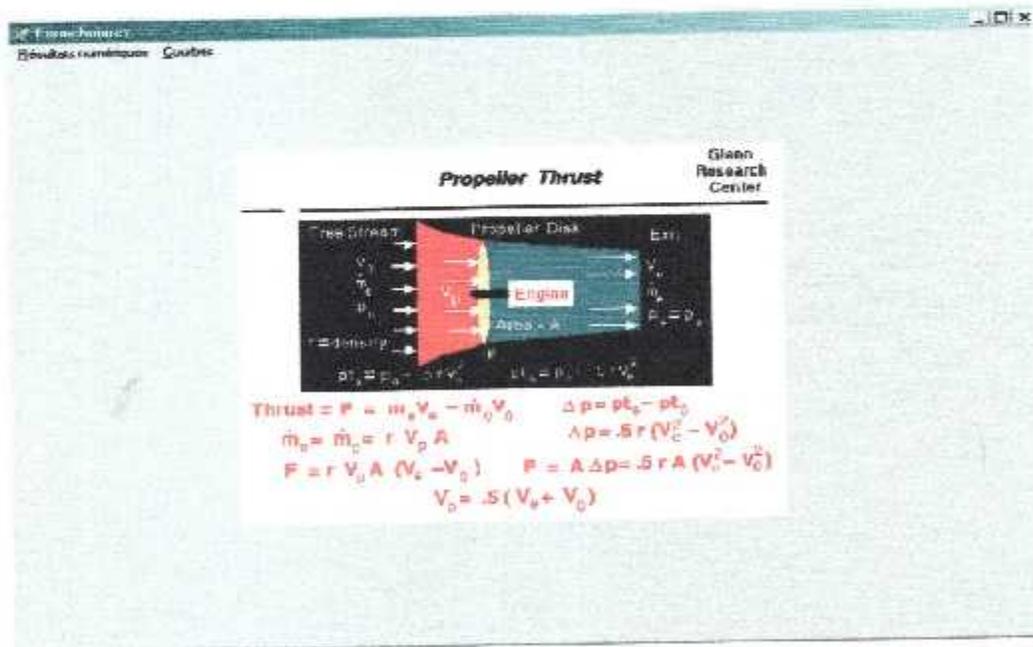


Figure (IV-4)

Cette fenêtre nous donne la possibilité de voir les différentes courbes ou bien de voir les valeurs numériques.

Si on choisit de voir les résultats numériques, on aura la fiche ci-dessous :

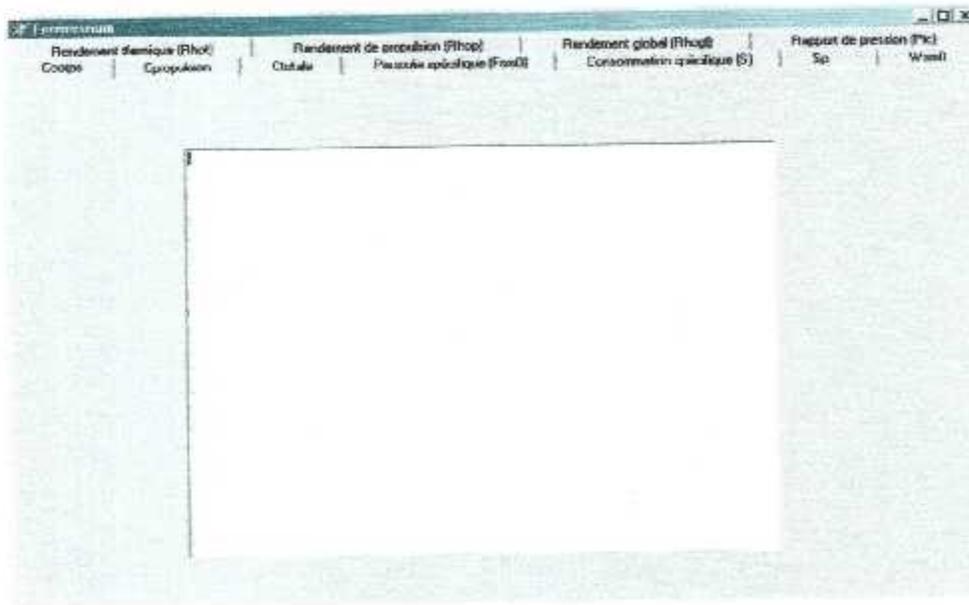


Figure (IV-5)

Dans le cas où on souhaite voir les courbes, la fenêtre ci-dessous apparaît et elle nous permet de choisir un type de graphe à visualiser.

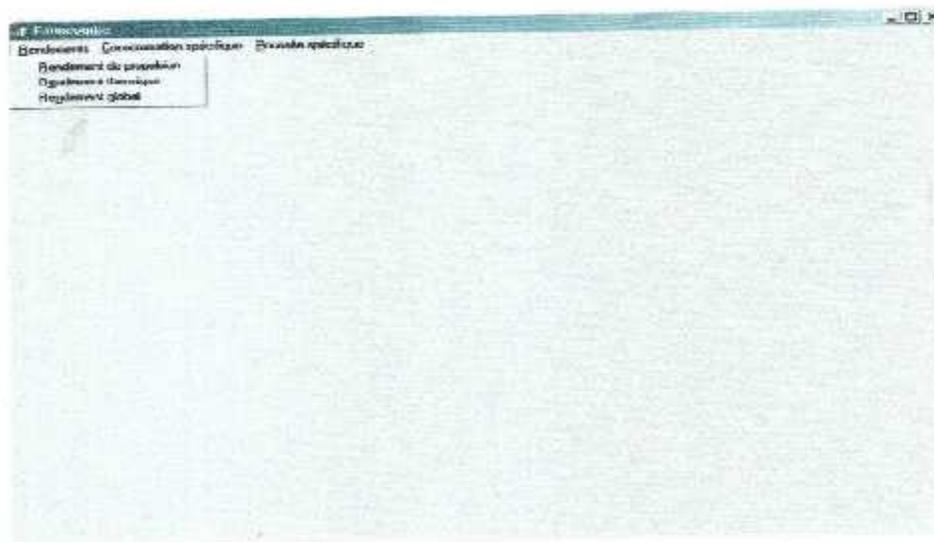


Figure (IV-6)

Etude du cycle en hors adaptation

Les étapes sont pratiquement les mêmes que celles qui ont été décrites dans le cas du cycle réel. A la différence de l'étape précédente, ici on a beaucoup plus des données à introduire pour lancer le calcul.

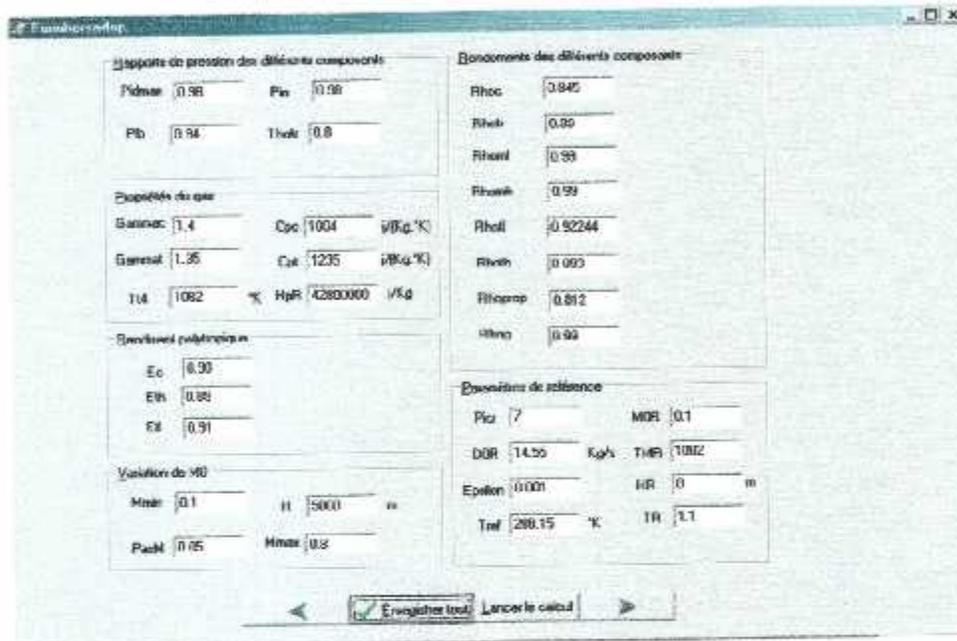


Figure (IV-7)



Figure (IV-8)

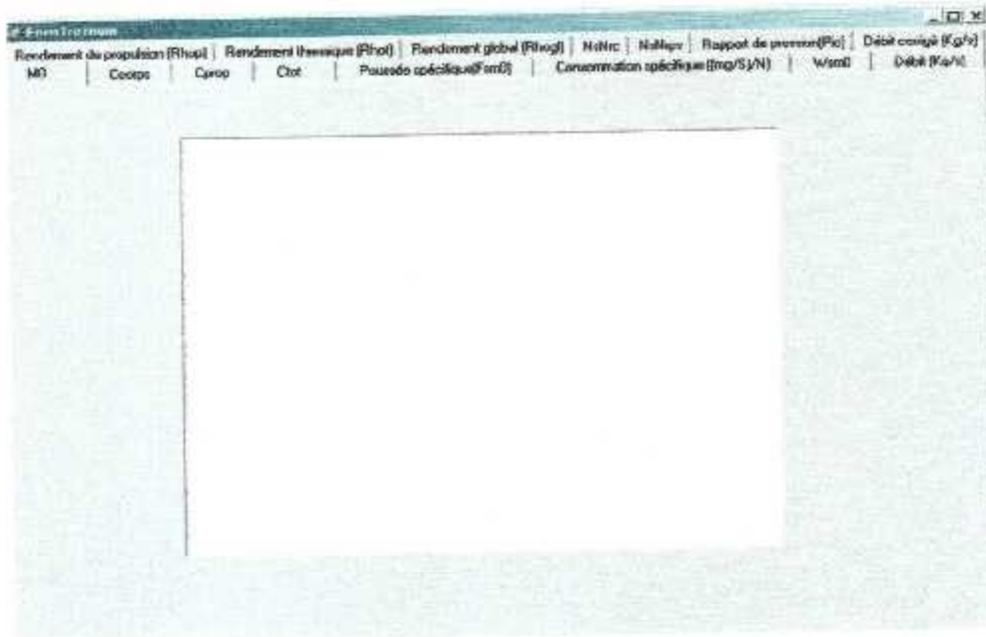


Figure (IV-9)

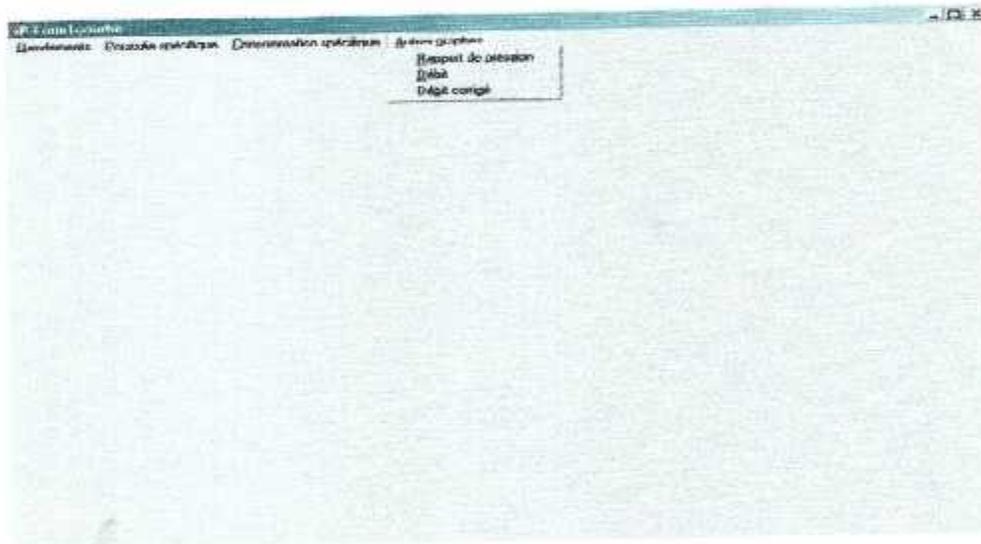


Figure (IV-10)

La manipulation des figures (IV-7 jusqu'à (IV-10) est similaire à celles expliquées de (IV-3) à (IV-6)

CHAPITRE V :

RESULTATS ET INTERPRETATIONS

Résultats et interprétations

Dans cette étape le logiciel « Turbopropulseur » est déroulé pour des conditions de données similaires à celles présentées dans la référence [2] de l'annexe C.

Les données pour le calcul du cycle réel et en hors adaptation sont résumées dans les tableaux ci- dessous :

Valeurs des paramètres pour le calcul du cycle réel

$\eta_{prop}=0.812$	$c_c=0.90$
$\eta_b=0.99$	$e_{tl}=0.91$
$\eta_{ml}=0.99$	$e_{th}=0.89$
$\eta_{mh}=0.99$	Hpr=428000000
$\eta_g=0.99$	M0=0.8
H=7500	$\gamma_c=1.4$
$\pi_{dmax}=0.98$	$\gamma_t=1.35$
$\pi_{ci}=0.98$	Cpc=1004
$\pi_{co}=0.94$	Cpt=1108
Tt4=1360	

Valeurs des paramètres pour le calcul en hors adaptation

$\pi_{dmax}=0.98$	Mmin=0.1	Tt4=1670	$\eta_{tl}=0.92244$
$\pi_{co}=0.94$	Mmax=0.8	Hpr=428000000	$\eta_{th}=0.993$
$\pi_{ci}=0.98$	PasM=0.05	$c_c=0.90$	$\eta_{prop}=0.812$
$\tau_{tR}=0.55$	H variable	$e_{tl}=0.91$	$\eta_g=0.99$
$\gamma_c=1.4$	$\eta_c=0.845$	$c_{th}=0.89$	$\pi_{cR}=30$
$\gamma_t=1.35$	$\eta_b=0.99$	$\varepsilon=0.001$	$m_0=14.55$
Cpc=1004	$\eta_{ml}=0.99$	Tt4R=1670	Tref=288.15
Cpt=1235	$\eta_{mh}=0.99$	HR=0	TR=1.1

Les résultats obtenus par le logiciel « Turbopropulseur » sont traités par MATLAB et présentés dans les figures (V-1) et (V-2) pour le cycle réel et dans les figures (V-3) à (V-5) en hors adaptation.

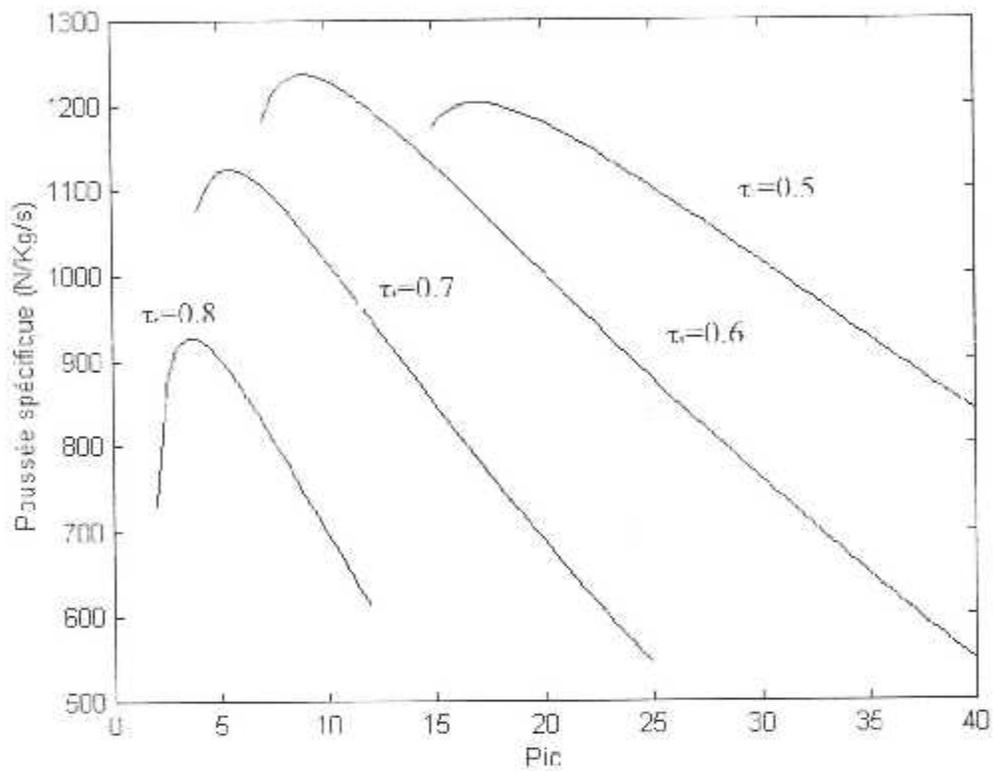


Figure (V-1) : Graphes de la poussée spécifique en fonction de Pic à différentes valeurs de τ

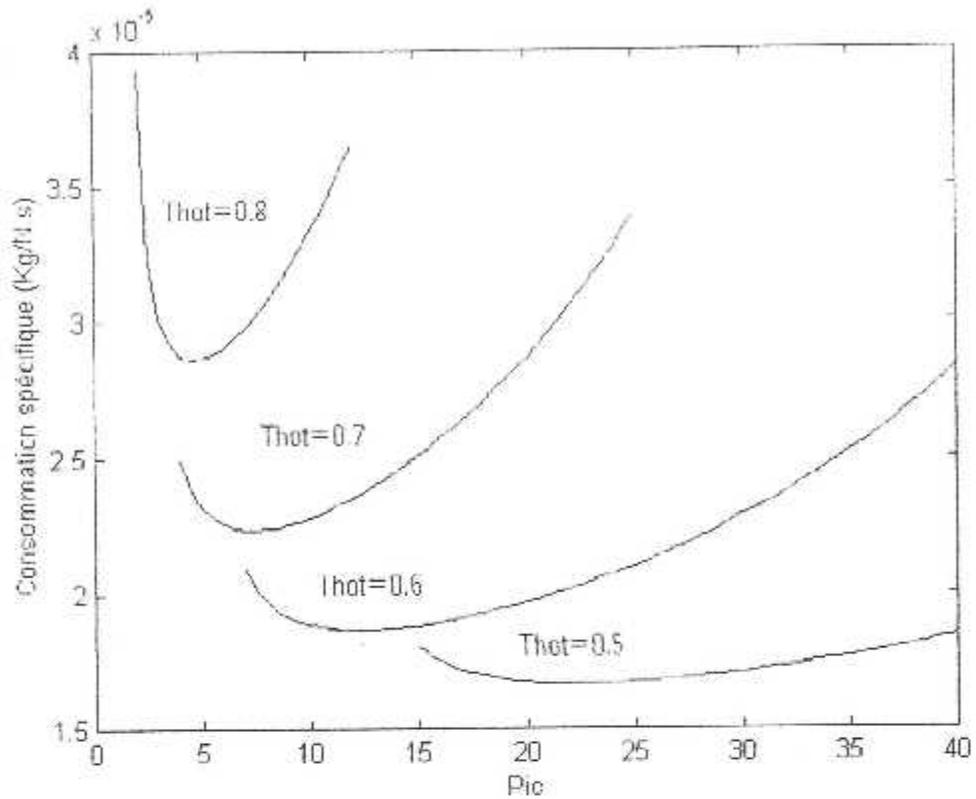


Figure (V-2) : Graphes de la consommation spécifique en fonction de P_{ic} à différentes valeurs de τ

Qualitativement, les courbes (V-1) à (V-5) sont identiques à celles de l'annexe C.

On constate que pour un Th_{ot} fixe, la consommation spécifique diminue progressivement jusqu'à atteindre une minimale avant de commencer à augmenter, tandis que la poussée spécifique ne fait que diminuer. Au fur et à mesure qu'on augmente la valeur de Th_{ot} , on remarque une évolution progressive des niveaux courbes.

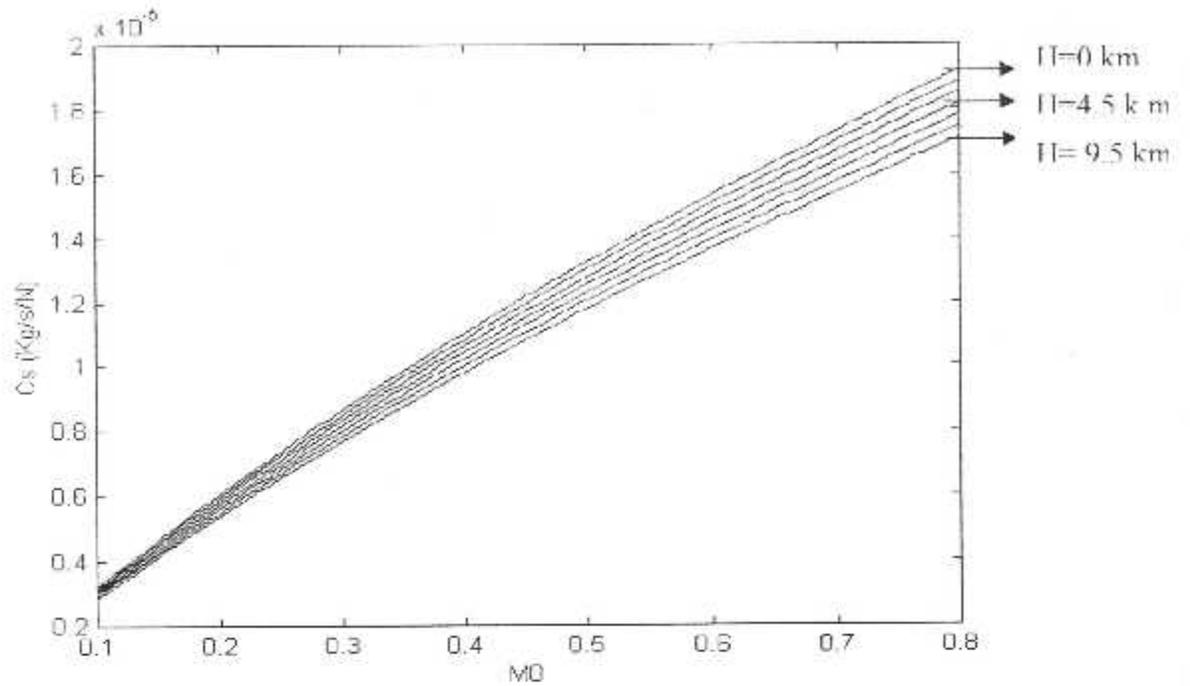


Figure (V-3) : Graphes de la consommation spécifique en fonction de M_0 à différentes altitudes

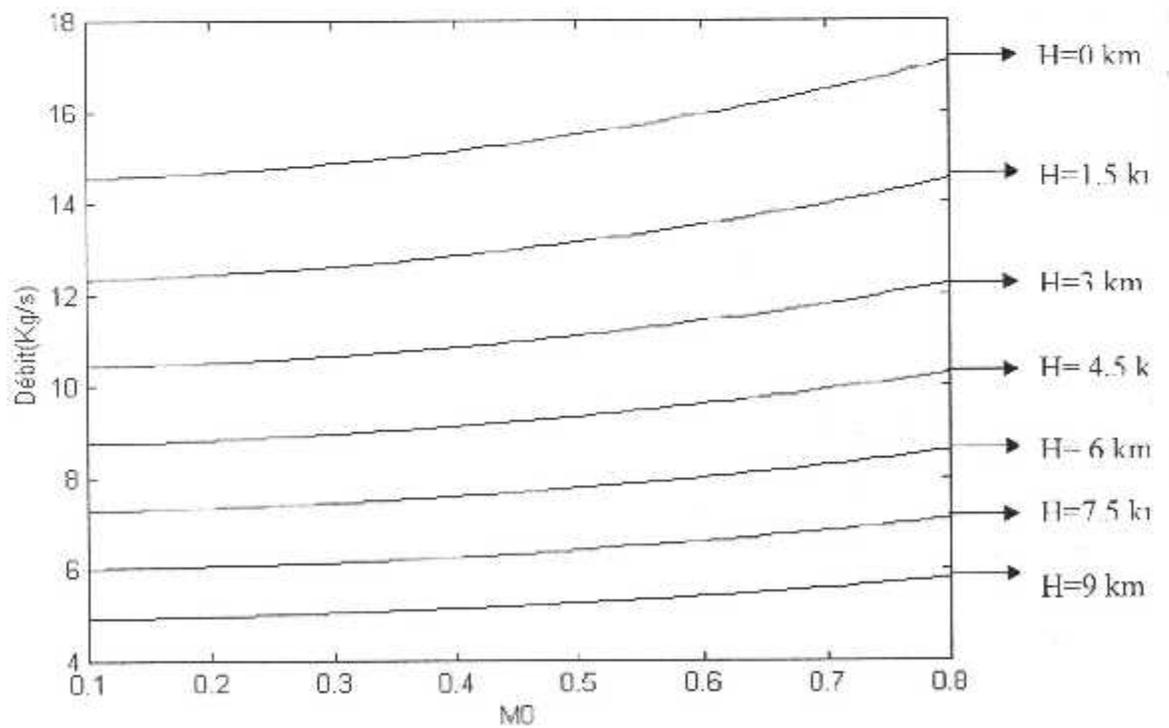


Figure (V-4) : Graphes du débit en fonction de M_0 à différentes altitudes

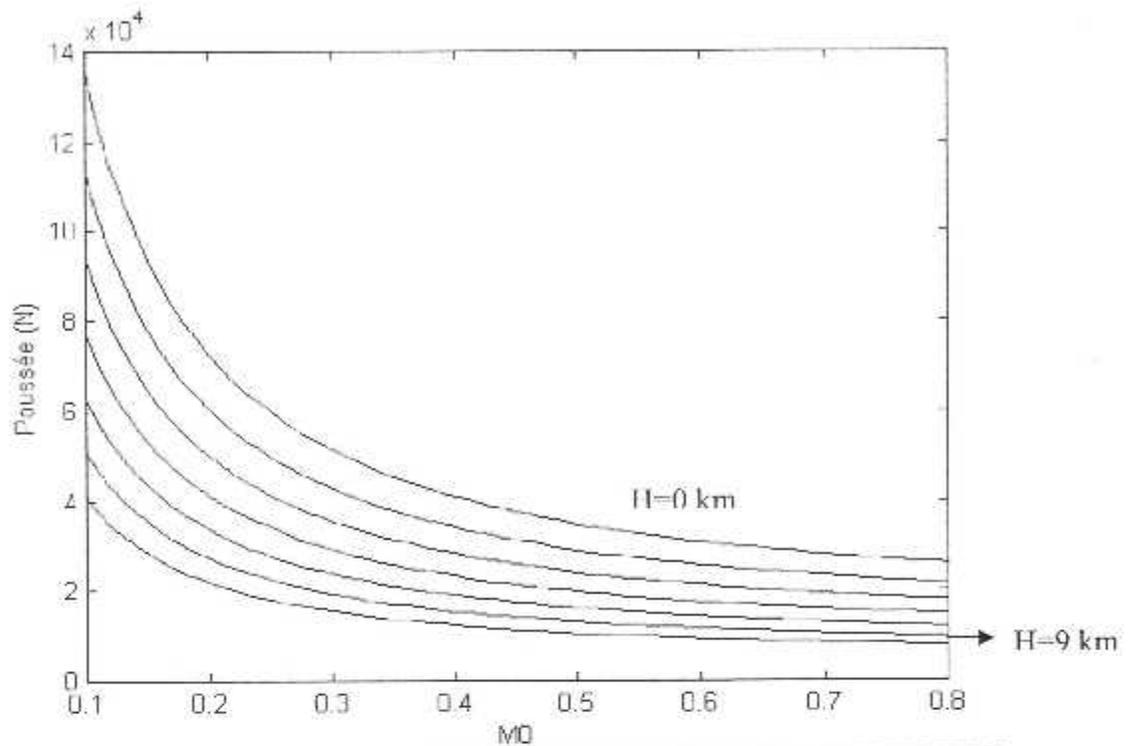


Figure (V-5) : Graphes de la poussée en fonction de M_0 à différentes altitudes

En hors adaptation (figure (V-3) à (V-5)), on a les mêmes que ces de la référence [2]. A une altitude donnée, on constate une augmentation de la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach alors que la poussée spécifique ne fait que diminuer. Ces courbes se déplacent progressivement lorsqu' on augmente l'altitude. Cela peut se justifier par le fait que le débit augmente en fonction de l'altitude et de la vitesse.

V-1/ Etude du cycle réel (au point fixe du DART)

Les résultats obtenus par « Turbopropulseur » sont comparés par ceux du banc d'essai et résumés ci-dessous :

	TGT	809	778	751	721	692	661
	Puissance en W						
Résultats du banc d'essai		1401971	1327486	1234033	1126664	1019294	925767
Résultats du Logiciel Turbopropulseur		1690778	1601762	1526635	1445726	1364576	1273198
	Couple						
Résultats du banc d'essai		892.97	845.53	786.008	717.62	649.23	589.66
Résultats du Logiciel Turbopropulseur		1076.92	1020.23	972.37	920.84	869.15	810.95

Puissance en fonction de la TGT

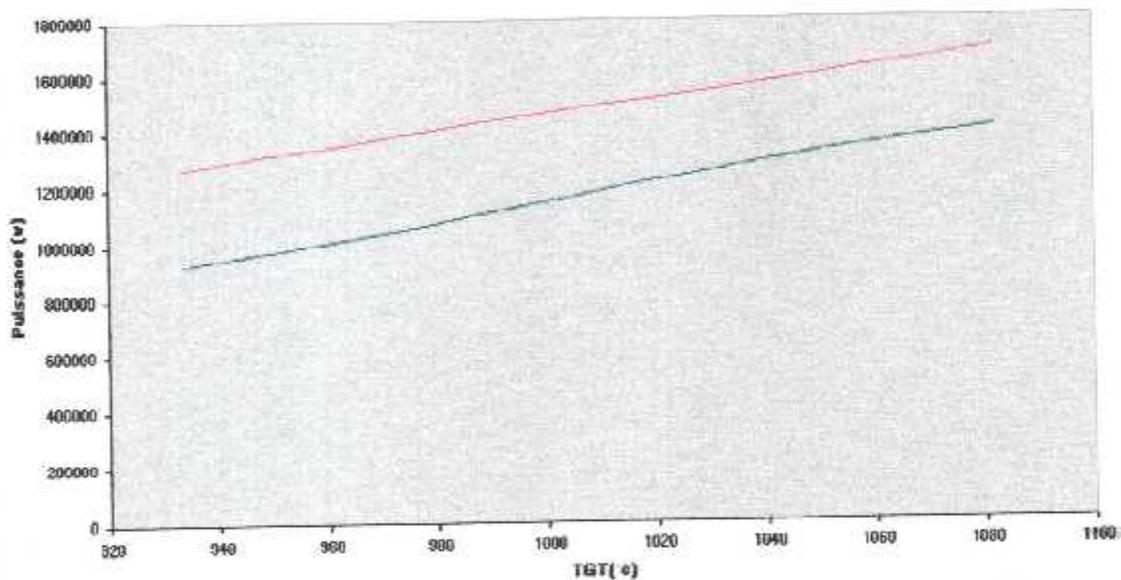


Figure (V-6) : Graphe de la puissance en fonction de la TGT.

La courbe ci-dessus présente les mêmes caractéristiques que la figure du TGT/SHP du banc d'essai (annexe D). Par contre, on note une différence au niveau des numériques à des points fixés. Cela est dû aux conditions d'utilisation et de l'état du vieillissement du moteur.

Dans la réalité les transformations subies par les gaz ne sont pas réversibles, en plus de cela la géométrie du moteur impose des contraintes d'ordre multiple. C'est ce qui fait en sorte qu'on ne peut pas avoir exactement les mêmes valeurs.

Notre logiciel permet donc sans passer par le banc d'essai, d'avoir des informations sur le comportement d'un moteur donné connaissant son carnet d'état. Cela nous permet de réaliser un diagnostic préliminaire d'une part et de réduire le temps de l'appareil d'autre part.

Les graphes (V-7) à (V-12) ont été obtenus à partir de l'étude du cycle réel.

Ainsi les graphes (V-7) à (V-9) représentent respectivement l'évolution des différents rendements. On observe une diminution du rendement de propulsion et une augmentation du rendement thermique en fonction du rapport de compression.

Pour ne pas avoir des rendements de propulsion inférieurs à 80%, on doit éviter de choisir des rapports de compression au-delà de 8. Cette diminution du rendement de propulsion peut être justifiée par la chute du rendement du compresseur (figure (V- 10)) pour des rapports de pression élevés.

Les graphes (V-11) et (V-12) représentent respectivement la consommation spécifique et la poussée spécifique. On remarque que la consommation spécifique augmente en fonction de Pic tandis que la poussée spécifique diminue pour un $Thot$ donnée et à une altitude de 7500m.

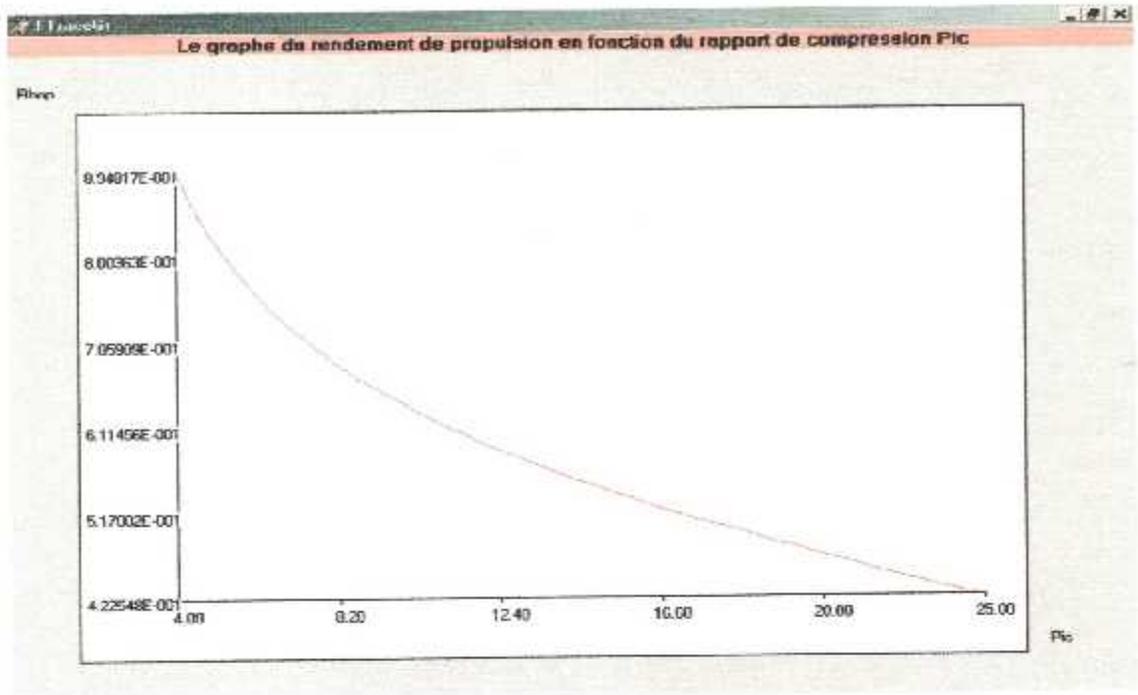


Figure (V-7) : Graphe du rendement de propulsion en fonction de Pic

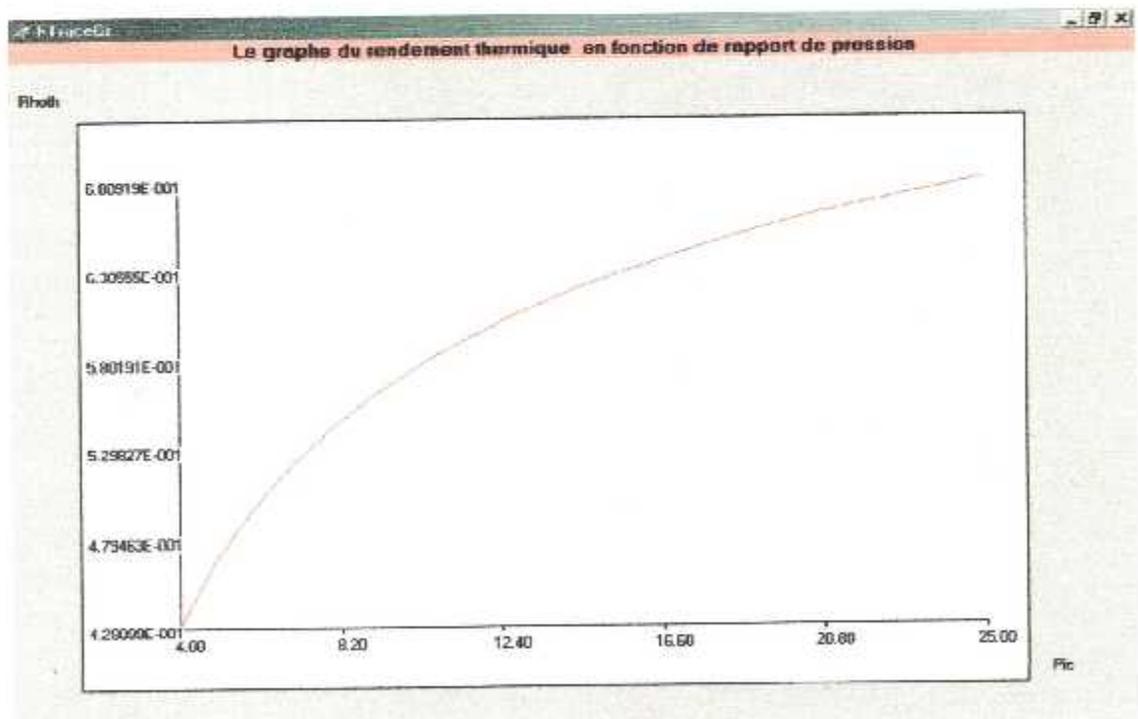


Figure (V-8) : Graphe du rendement thermique en fonction de Pic

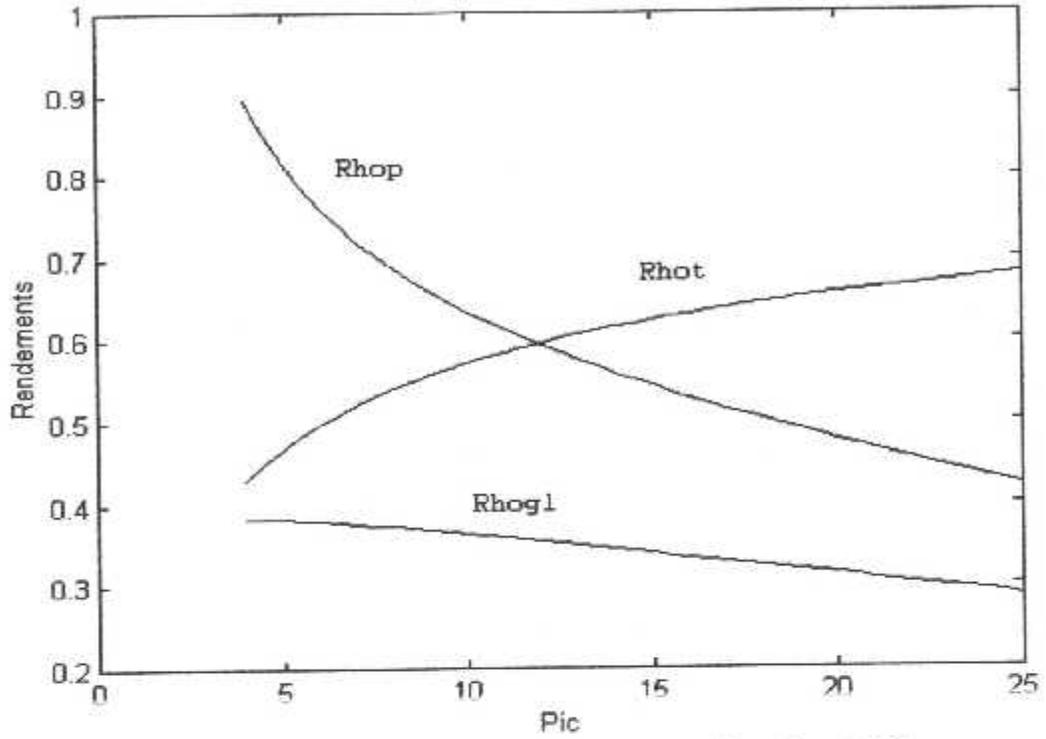


Figure (V-9) : Graphe des différents rendements en fonction de Pic

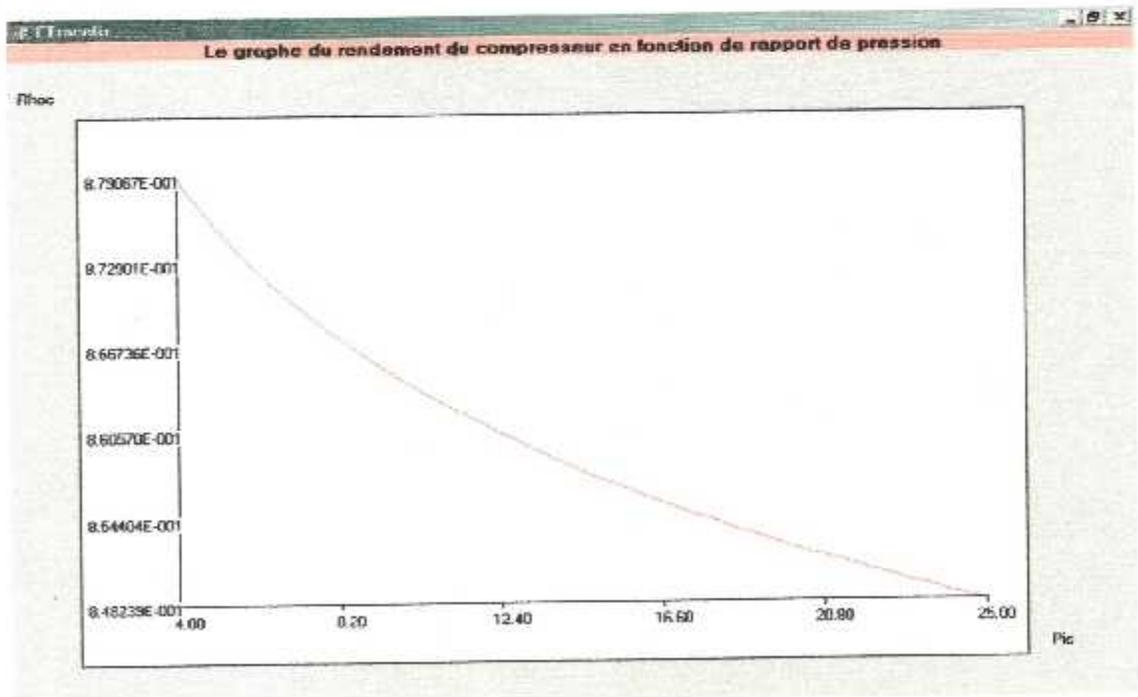


Figure (V-10) : Graphe du rendement du compresseur en fonction de Pic

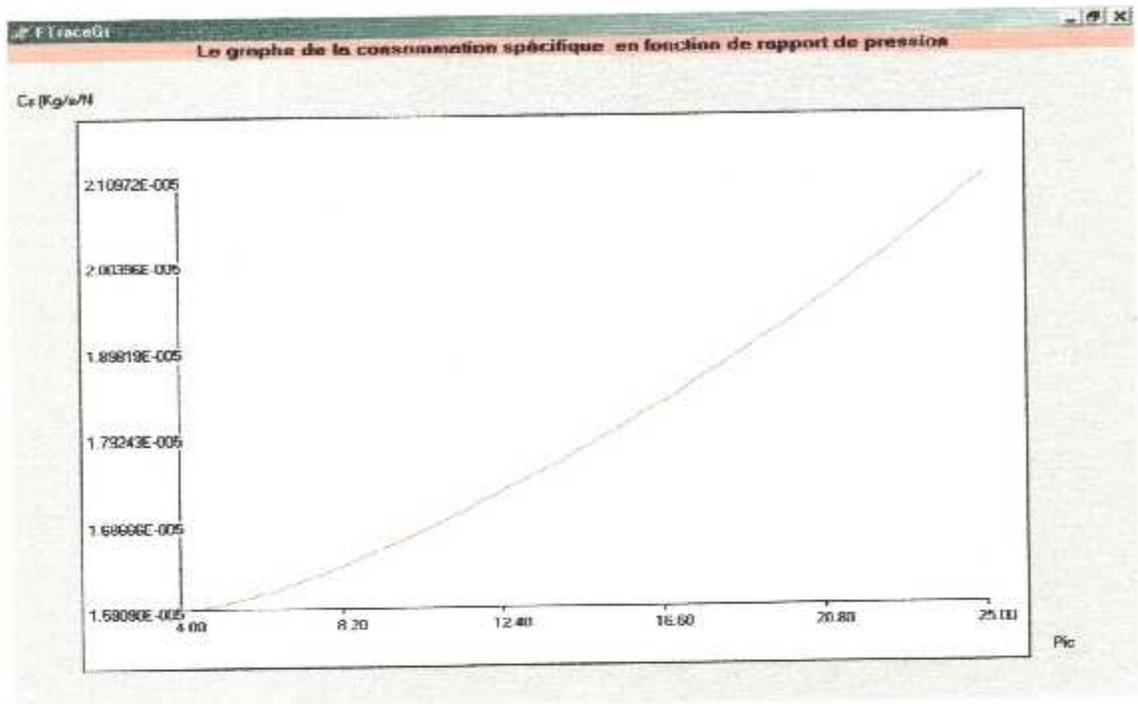


Figure (V-11) : Graphe de la consommation spécifique en fonction de Pic

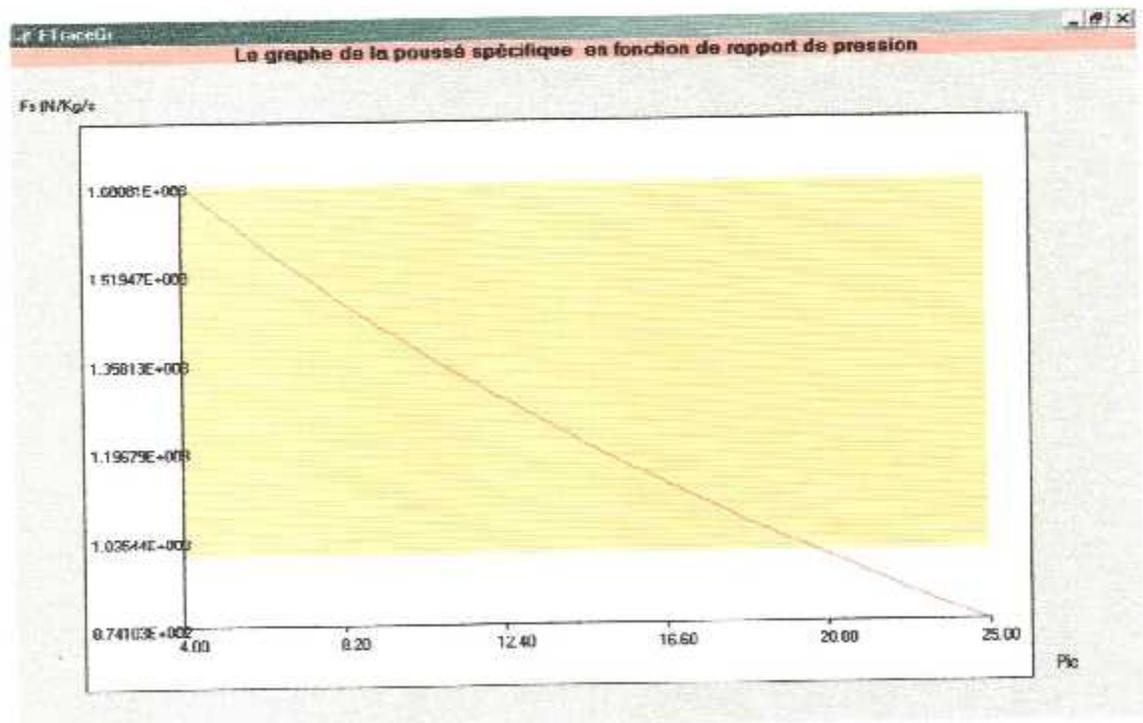


Figure (V-12) : Graphe de la poussée spécifique en fonction de Pic

La partie colorée représente un exemple de limitation qu'on s'est fixée à l'avance. Dans le cas où on a des valeurs dans cette zone, cela signifie une surconsommation. On choisit cette limite en fonction des données du constructeur.

V-2/ Application en hors adaptation au moteur DART

Le logiciel « Turbopropulseur » a été déroulé pour le moteur DART 536-7R avec des paramètres bien spécifiques donnés par le tableau ci-après. Les résultats obtenus sont représentés sous forme des graphes.

Paramètres utilisés pour le moteur DART

$\pi_{dmax}=0.98$	$M_{min}=0.1$	$Tt4=1082$	$\eta_{tl}=0.92244$
$\pi_b=0.94$	$M_{max}=0.8$	$H_{pr}=428000000$	$\eta_{th}=0.993$
$\pi_n=0.98$	$PasM=0.05$	$e_c=0.90$	$\eta_{prop}=0.812$
$\tau_{tR}=0.8$	$H=7500\text{ m}$	$e_{tl}=0.91$	$\eta_g=0.99$
$\gamma_c=1.4$	$\eta_c=0.845$	$e_{th}=0.89$	$\pi_{eR}=7$
$\gamma_t=1.35$	$\eta_b=0.99$	$\varepsilon=0.001$	$m_j=14.55$
$C_{pc}=1004$	$\eta_{ml}=0.99$	$Tt4R=1082$	$T_{ref}=288.15$
$C_{pt}=1235$	$\eta_{tmin}=0.99$	$LR=0$	$TR=1.1$

Les graphes (V-13) et (V-14) représentent l'évolution des différents rendement en fonction du nombre de Mach. On constate que le rendement de propulsion augmente en fonction du nombre de Mach pour un rapport de pression fixé et à $Tt4=1082$ et à $h=7500\text{m}$. Le rendement de propulsion peut être augmenté en réduisant la poussée spécifique, c^* et à dire la vitesse d'éjection.

Une manière pour réaliser cela est de réduire T_{\max} de la chambre de combustion.

Les graphes (V-15) à (V-16) représentent les différents paramètres la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach pour une température de la chambre à combustion T_{t4} donnée à une altitude 7500 m. On note, que la poussée spécifique diminue en fonction du nombre de Mach M_0 et du rapport de pression. Cependant, la consommation spécifique augmente considérablement en fonction du nombre de Mach.

En effet, on peut faire varier le rapport de pression ou la température T_{t4} de la chambre de combustion pour réduire la consommation et augmenter la poussée. Dans la figure (V-17), l'augmentation de la consommation spécifique est due au fait qu'à basse altitude le débit augmente.

Dans la figure (V-18) et (V-19), on note l'augmentation du rapport de pression en fonction du nombre de Mach et diminue au fur et à mesure que l'altitude augmente (nombre de Mach).

La figure (V-20) montre A vitesse élevée, il faut augmenter le débit afin de pouvoir maintenir le régime de rotation. Or l'augmentation du débit conduit directement à l'augmentation de la consommation spécifique et à la diminution de la poussée spécifique.

La figure (V-21) confirme l'effet de l'altitude sur la variation du débit. Ainsi le débit diminue progressivement avec l'augmentation de l'altitude.

Pour un turbopropulseur, on définit le plus souvent la puissance. La figure (V-22) montre que pour des conditions de vol choisies, la puissance augmente parallèlement au Mach au vol.

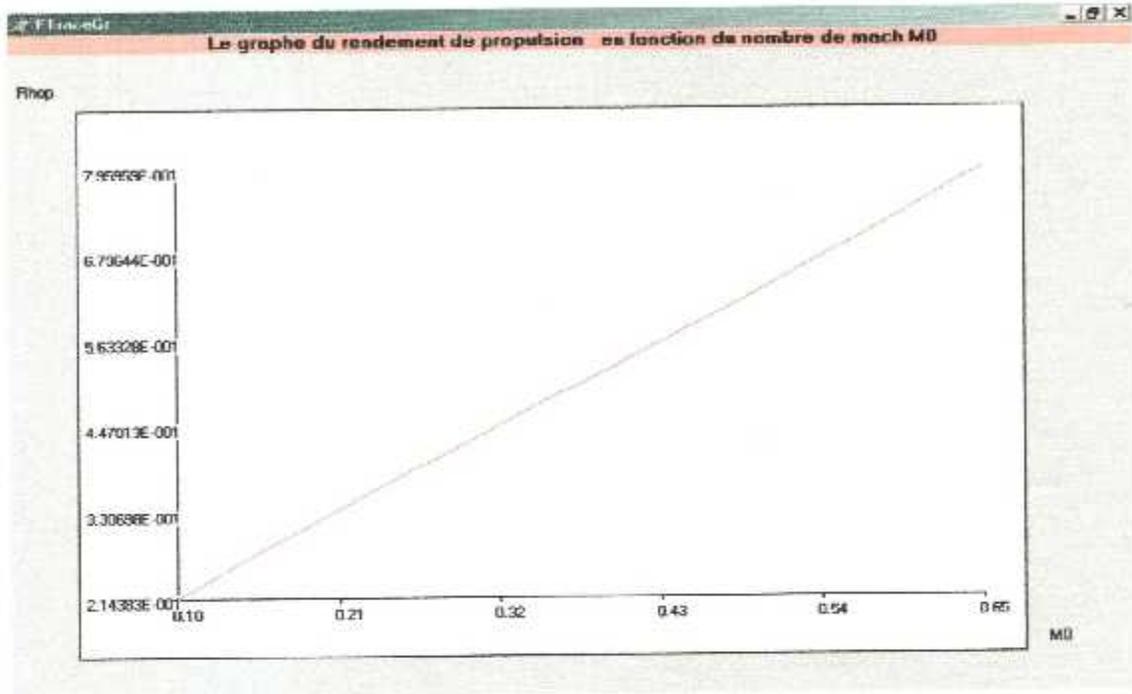


Figure (V-13) : Graphe du rendement de propulsion en fonction de M_0 à $h=7500m$

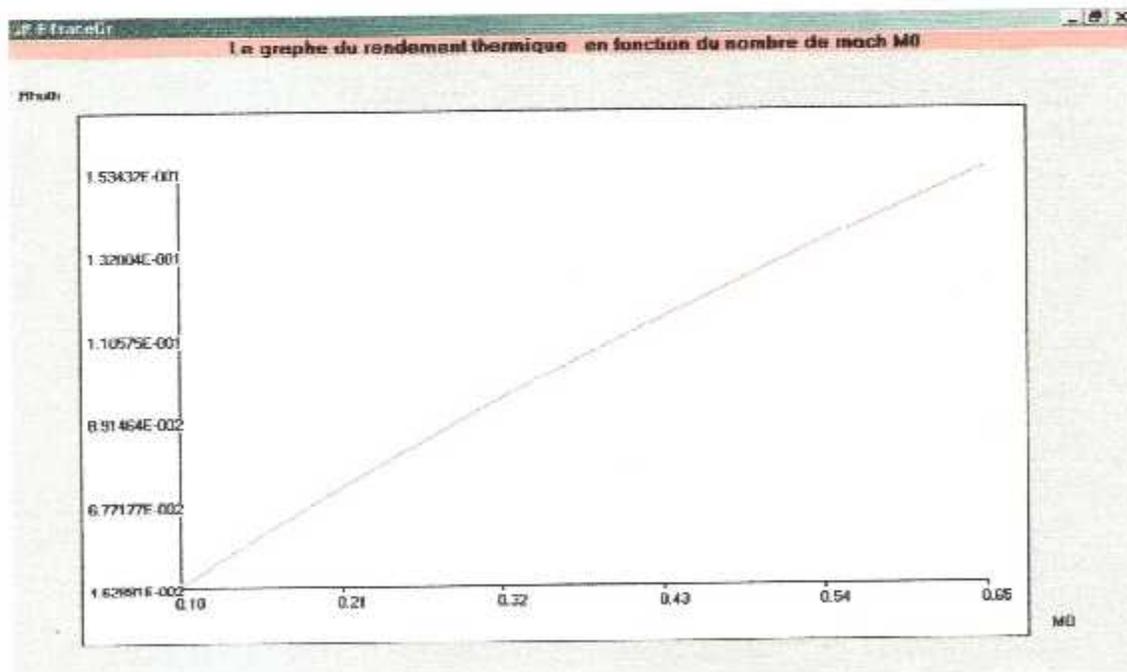


Figure (V-14): Graphe du rendement thermique en fonction de M_0 à $h=7500m$

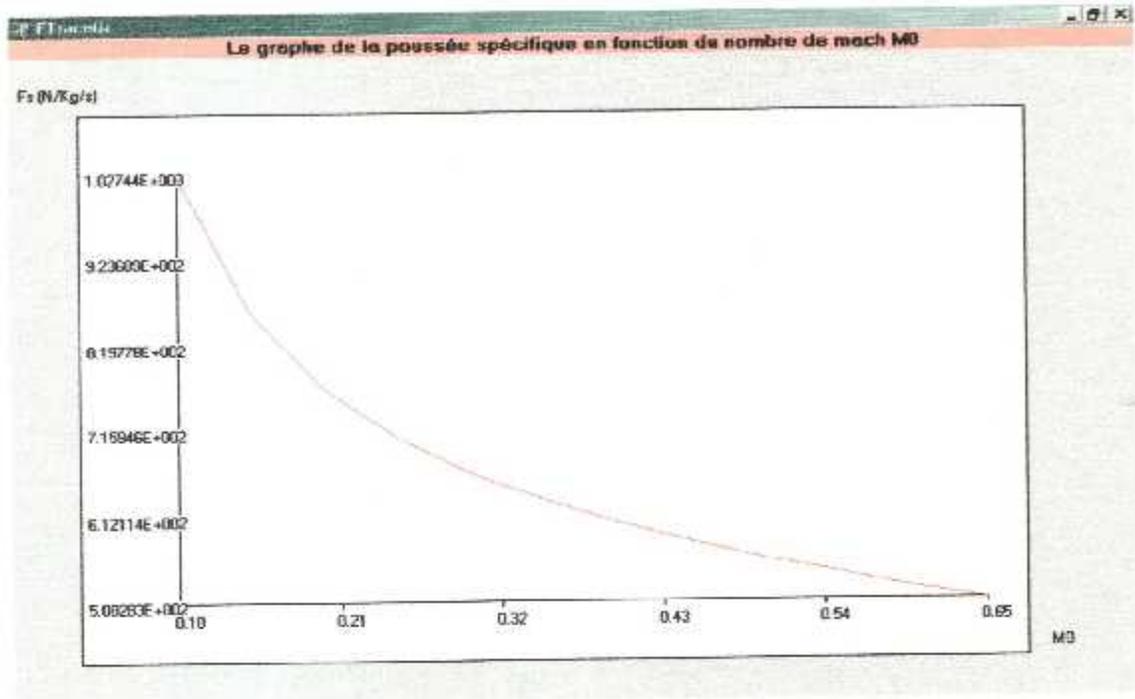


Figure (V-15) : Graphe de la poussée spécifique en fonction de M_0 à $h= 7500m$

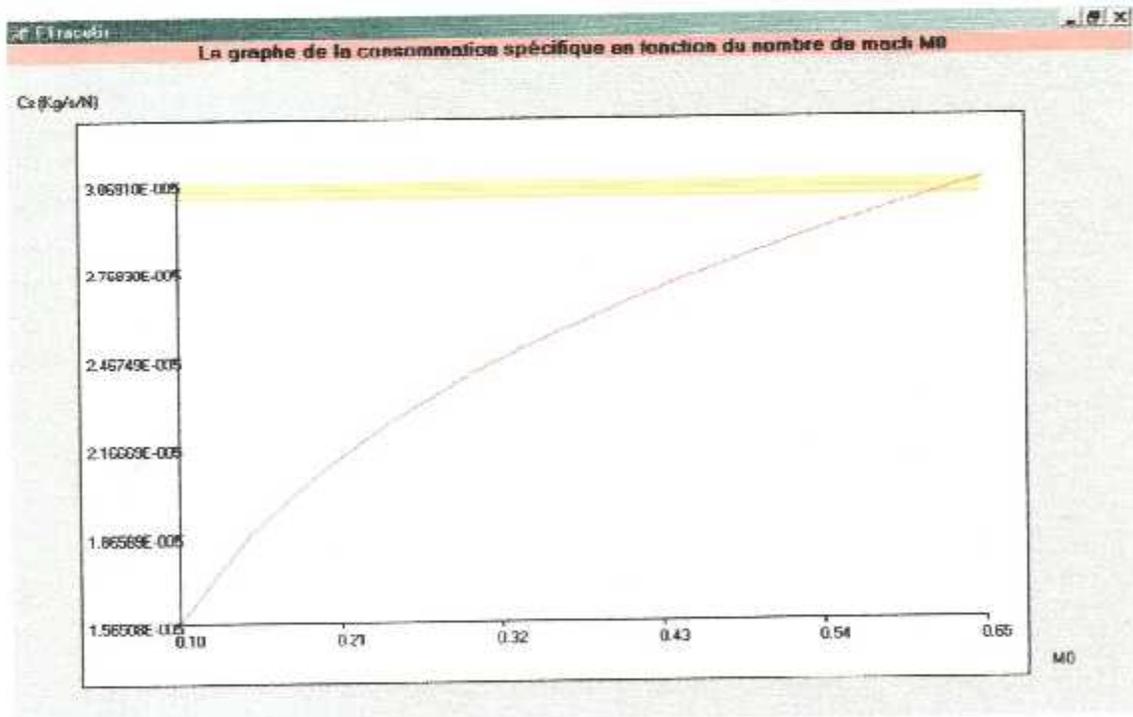


Figure (V-16) : Graphe de la consommation spécifique en fonction de M_0 à $h= 7500m$

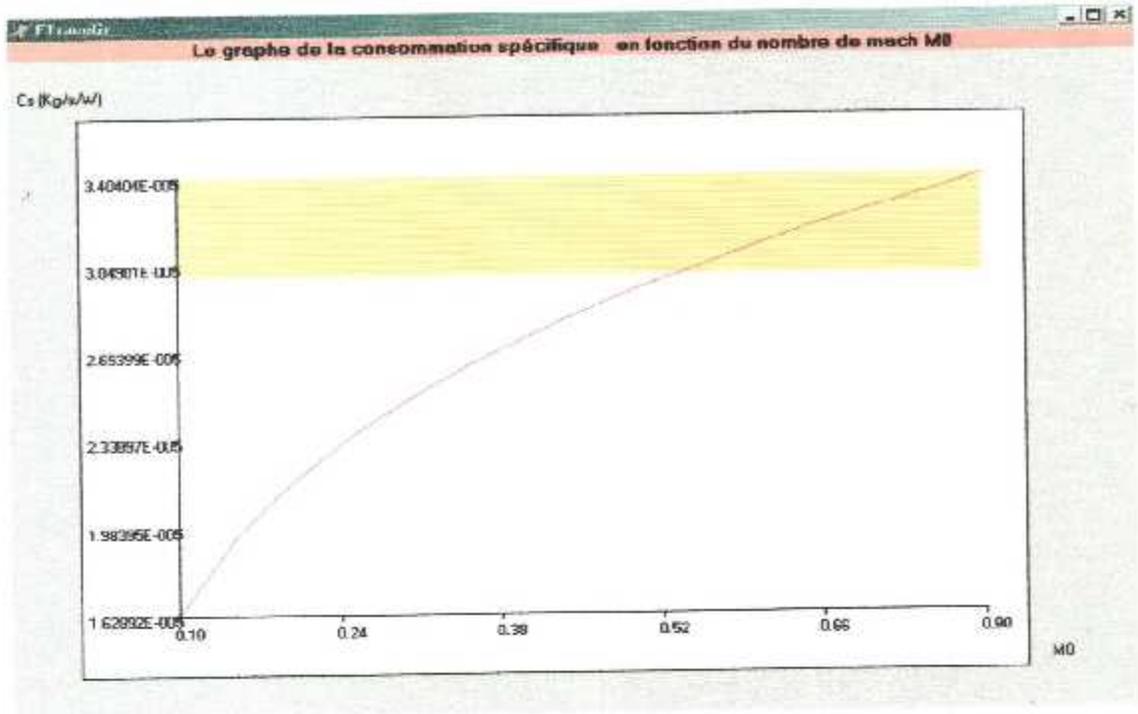


Figure (V-17) : Graphe de la consommation spécifique en fonction de M_0 à $h=400m$

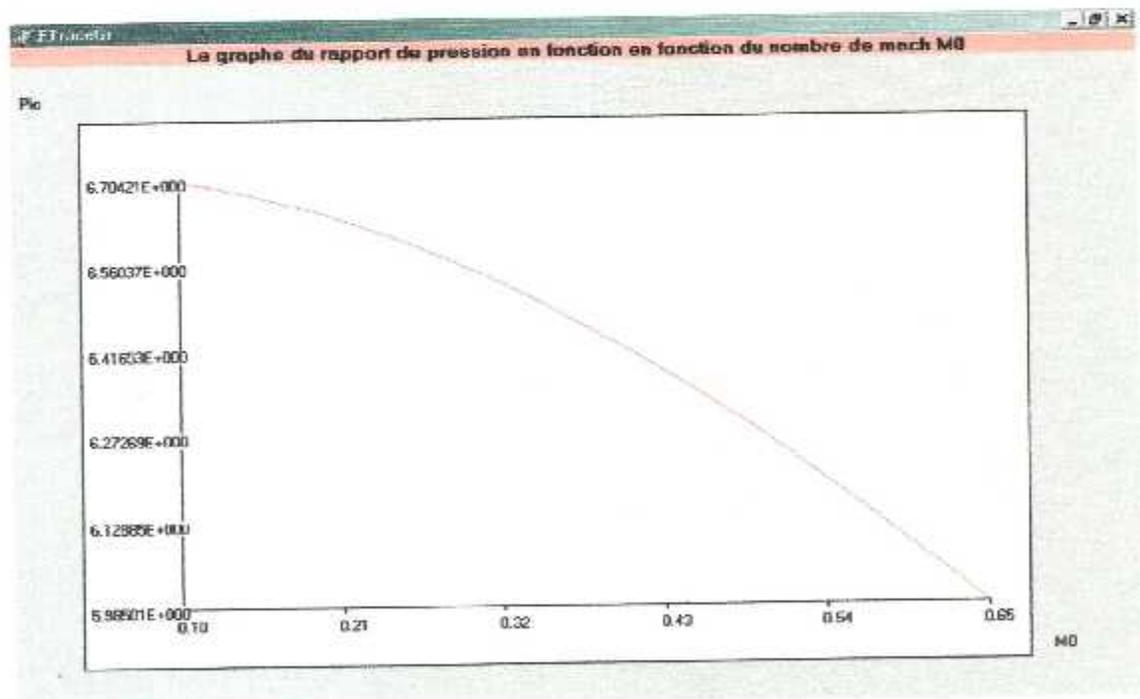


Figure (V-18): Graphe du rapport de pression en fonction de M_0 7500m

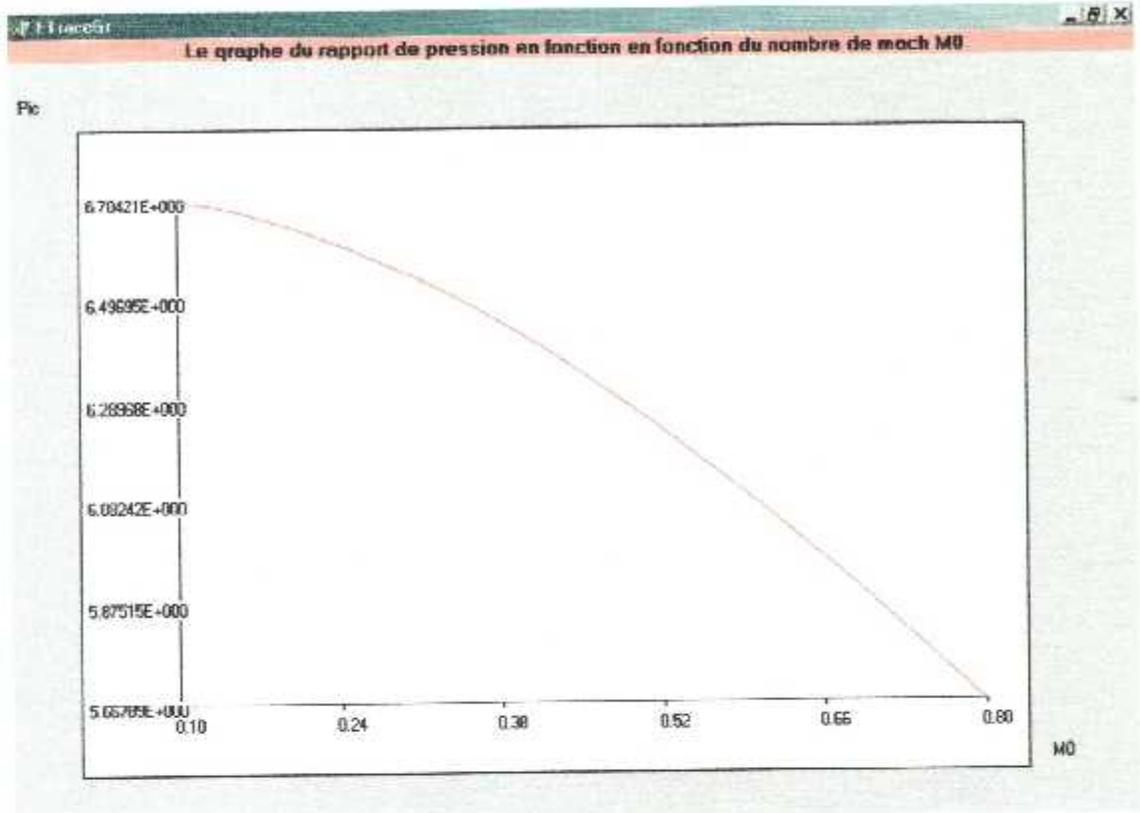


Figure (V-19): Graphe du rapport de pression en fonction de M_0 4500m

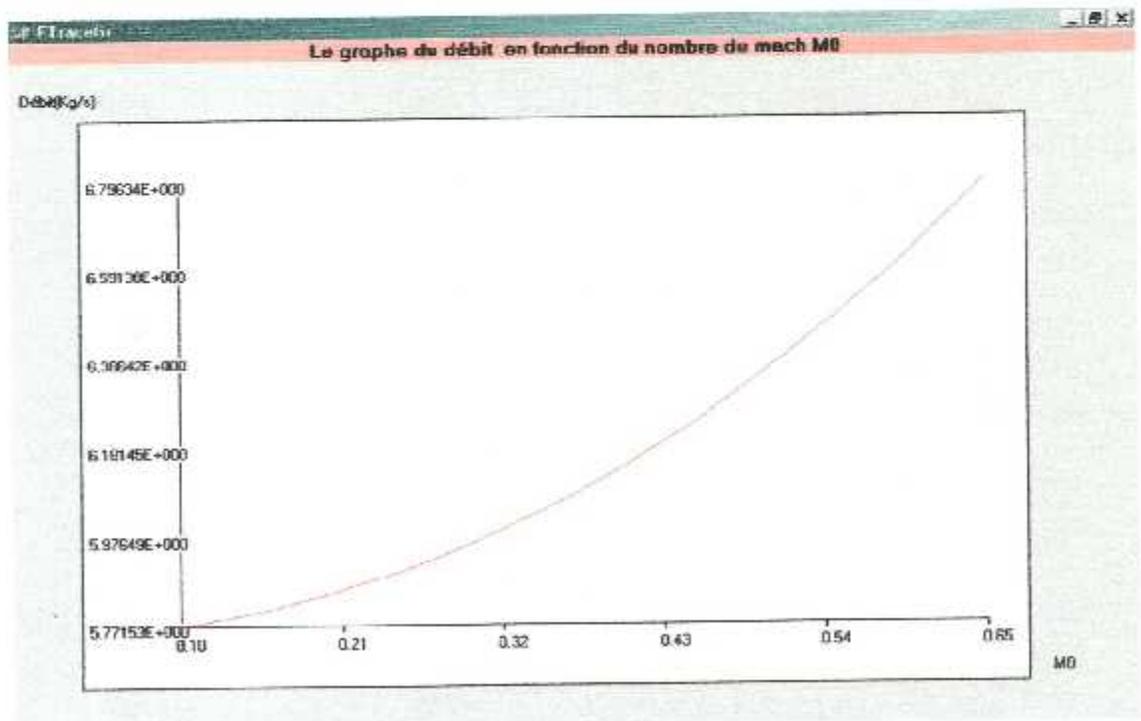


Figure (V-20) : Graphe du débit en fonction de M_0 à $h=7500m$

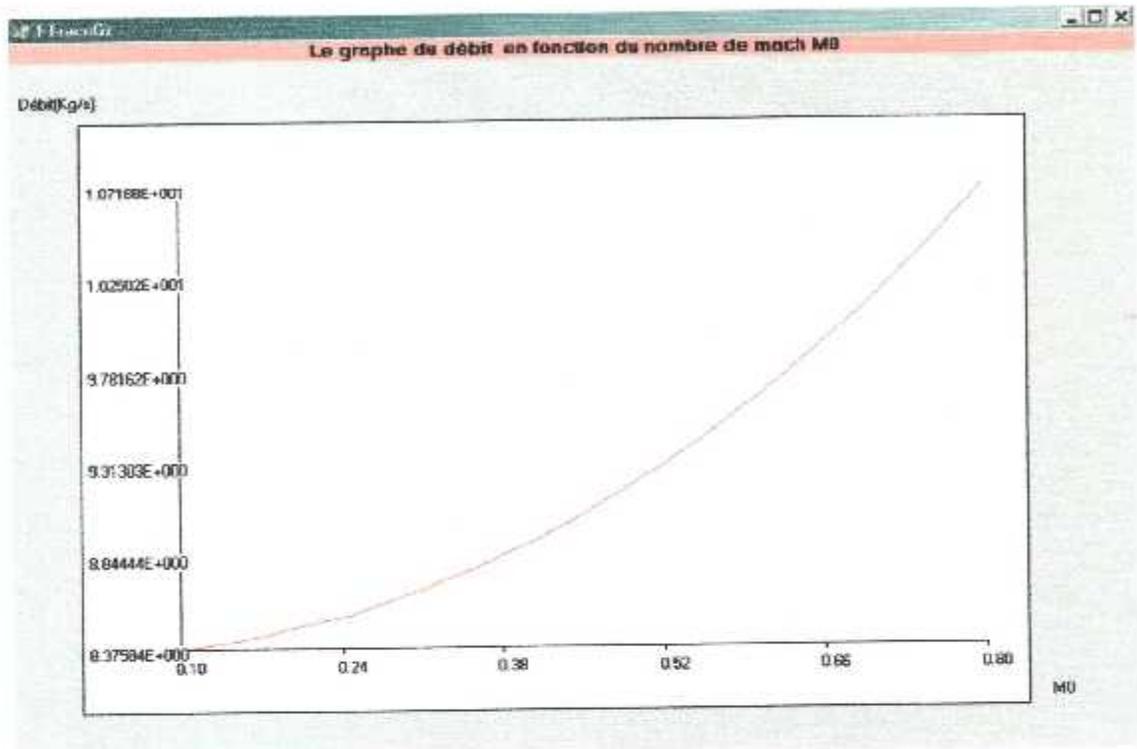


Figure (V-21) : Graphe du débit en fonction de M_0 à $h=4500m$

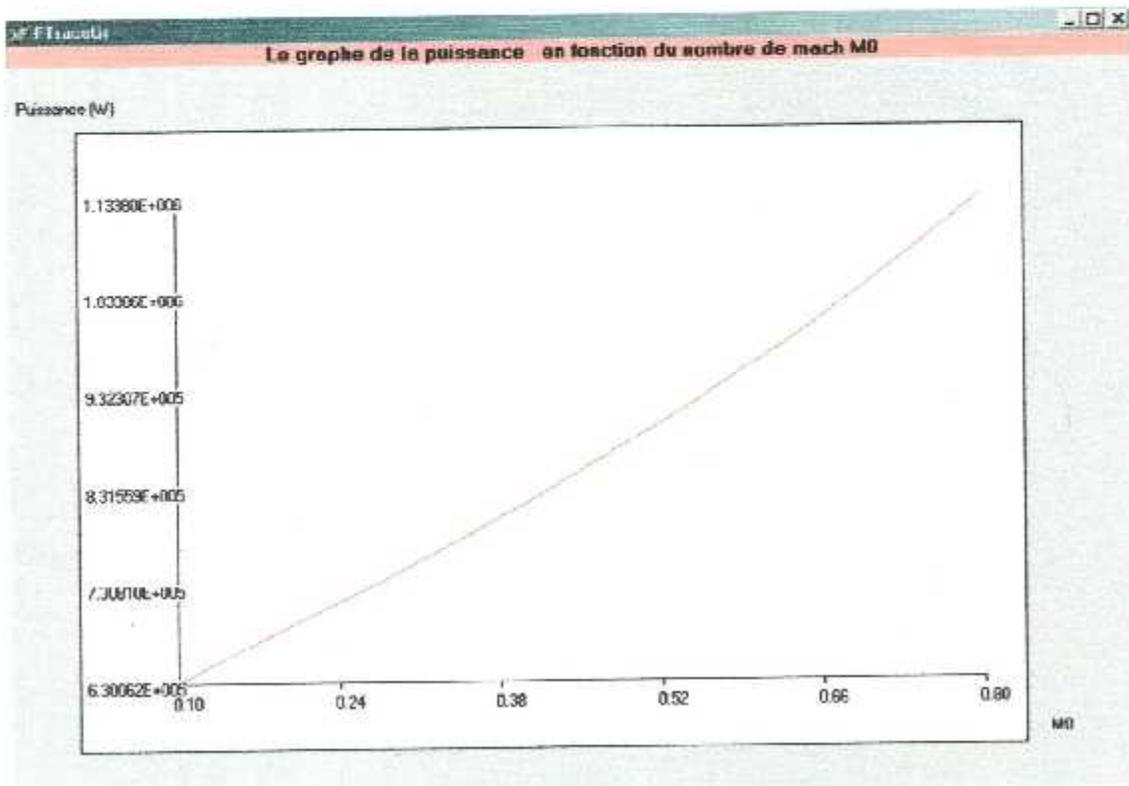


Figure (V-22) : Graphe de la puissance en fonction de M_0

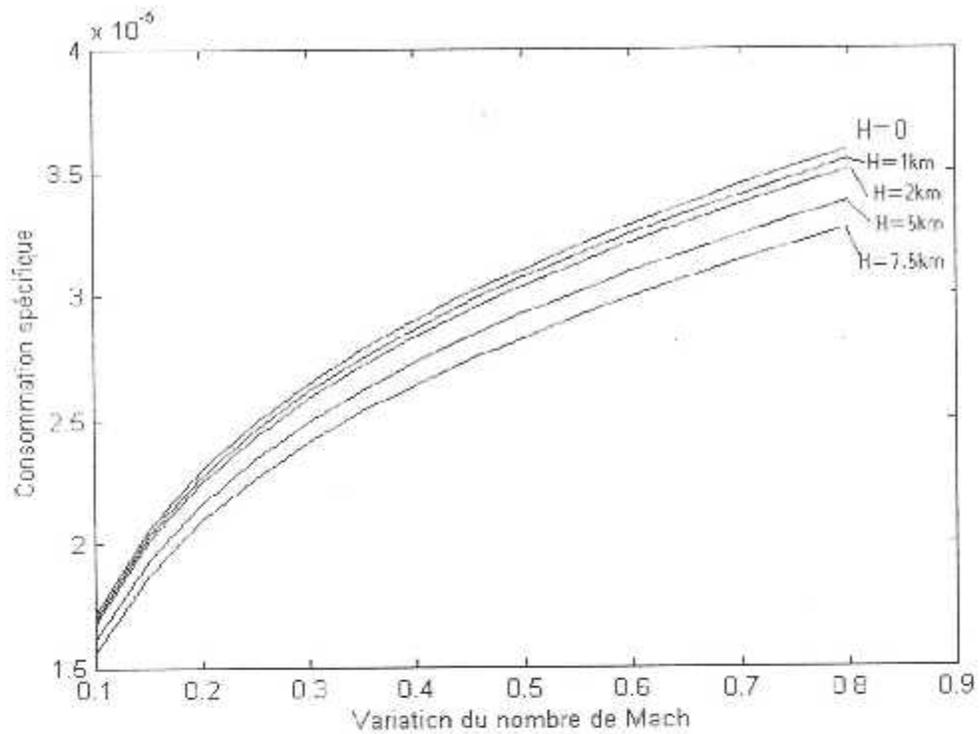


Figure (V-23) : Graphe de la Consommation spécifique en fonction de M_0 à divers altitudes

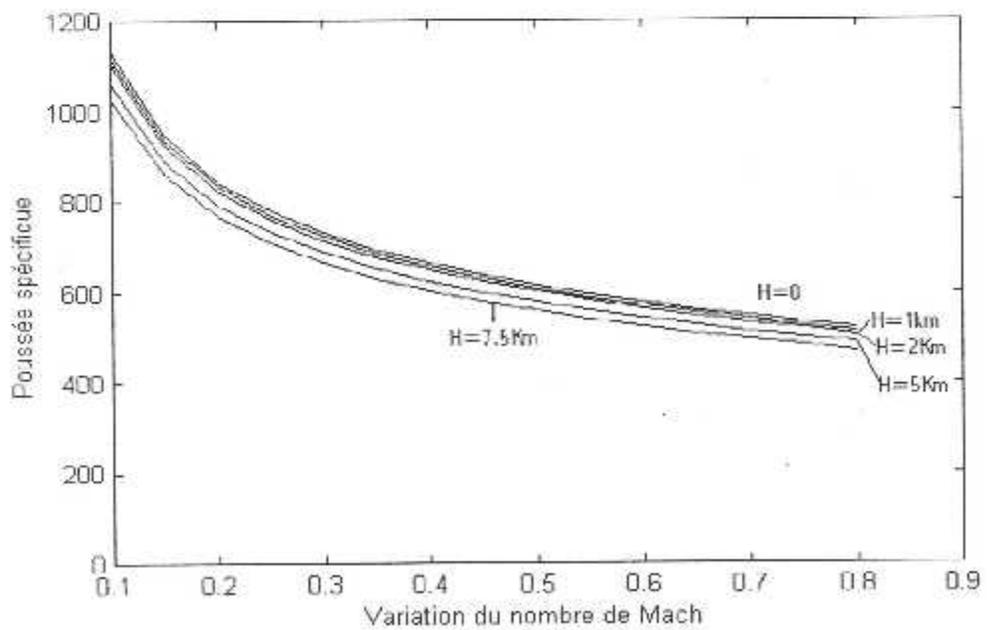


Figure (V-24) : Graphe de la Consommation spécifique en fonction de M_0 à divers altitudes

Conclusion

Conclusion

Ce travail nous a permis de réaliser une simulation afin de déterminer les performances d'un turbopropulseur selon le cycle de fonctionnement.

Les résultats obtenus dans notre étude donnent un aperçu sur les valeurs de performances du fonctionnement réel du moteur.

Cependant, une comparaison de nos résultats avec ceux réalisés au banc d'essai confirme la nécessité d'améliorer le programme en tenant compte de l'état du fonctionnement du moteur.

Notre logiciel permet un suivi du comportement d'un moteur sans passer par le banc d'essai.

Il serait très utile pour un travail futur d'intégrer l'effet de variation de C_p en fonction de la température. Une autre perspective, c'est l'introduction des paramètres de conception et de certaines contraintes.

Enfin, avec l'amélioration du code de calcul, on peut généraliser pour l'ensemble des moteurs utilisés en aéronautique comme les réacteurs double-flux, turbo fan... et même pour le cycle thermique.

Bibliographie

BIBLIOGRAPHIE

- [1] G. S. SAMUELSON, *Le développement et l'adaptation des turbomachines*
- [2] J. C. VIGNIER, *Fundamental gas turbine theory*
- [3] JACK D. MILLETT, *Elements of gas turbine propulsion*
- [4] H. E. PETERSON, *Mechanics and thermodynamics of propulsion*
- [5] WILLIAM W. BAIRD, *Fundamentals of gas turbine*
- [6] Shuaib DARI 236-7R
- [7] www.ceris-fo.com

Annexe A

Les équations du cycle réel

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot C_{pc}$$

$$R_t = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot C_{pt}$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0}$$

$$V_0 = a_0 M_0$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

$$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / \gamma_c - 1}$$

$$\eta_r = 1$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \cdot \eta_r$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt, T_2}}{C_{pc, T_1}}$$

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}$$

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\tau_c - 1}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \cdot \tau_c}{h_{pR} \cdot \eta_r \cdot (C_p \cdot T_0) - T_\lambda}$$

$$\tau_{th} = 1 - \frac{\tau_r (\tau_c - 1)}{\eta_{mh} \cdot \eta_r \cdot (1 + f) \tau_\lambda}$$

$$\pi_{th} = \tau_{th}^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}$$

$$\eta_{th} = \frac{1 - \tau_{th}}{1 - \tau_{th}^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}}$$

$$\tau_{tt} = \frac{\tau_t}{\tau_{th}}$$

$$\pi_{tH} = \tau_{tH}^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t-1)\epsilon_{tH}}}$$

$$\eta_{tH} = \frac{1 - \tau_{tH}}{1 - \tau_{tH}^{\frac{1}{\epsilon_{tH}}}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n$$

$$\text{if } \frac{P_{t9}}{P_0} \geq \left(\frac{\gamma_t+1}{2}\right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}$$

$$\text{then } M_0 = 1 \frac{P_{t9}}{P_0} \left(\frac{\gamma_t+1}{2}\right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \text{ and } \frac{P_0}{P_9} = \frac{P_{t9}/P_9}{P_{t9}/P_0}$$

$$\text{else } \frac{P_0}{P_9} = 1 \frac{P_{t9}}{P_9} \frac{P_0}{P_0} \text{ and } M_2 = \sqrt[\gamma_t-1]{\frac{2}{\left(\frac{P_{t9}}{P_0}\right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}} - 1}}$$

$$\frac{V_9}{a_0} = \sqrt[\gamma_c-1]{\frac{2\tau_\lambda \tau_{tH} \tau_{tL}}{\left(\frac{P_{t9}}{P_0}\right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}} - 1}}$$

$$C_c = (\gamma_c - 1) M_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} M_0 + (1+f) \frac{R_t T_9 / T_0 (1 - P_0 / P_9)}{R_c V_9 / a_0 \gamma_c} \right]$$

$$C_{prop} = \eta_{prop} \eta_\varepsilon \eta_{ml} (1+f) \tau_\lambda \tau_{tH} (1 - \tau_{tL})$$

$$C_{tot} = C_{prop} + C_c$$

$$\frac{F}{m_0} = \frac{C_{tot} C_{pc} T_0}{V_0}$$

$$S = \frac{f}{F / m_0}$$

$$\frac{W}{m_0} = C_{tot} C_{pc} T_0$$

$$S_F = \frac{f}{C_{tot} C_{pc} T_0}$$

$$\eta_p = \frac{C_{tot}}{C_{prop} / \eta_{prop} \cdot (\gamma_c - 1/2) \left[(1+f)(V_0/a_0)^2 - m_0^2 \right]}$$

$$\eta_T = \frac{C_{tot} \cdot C_{pc} \cdot T_0}{f \cdot h_{pR}}$$

$$\eta_0 = \eta_p \cdot \eta_T$$

Les équations du cycle en hors adaptation

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot C_{pc}$$

$$R_d = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot C_{pd}$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c \cdot R_c \cdot g_c \cdot T_0}$$

$$V_0 = a_0 \cdot M_0$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot M_0^2$$

$$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$$

$$\eta_r = 1$$

$$\pi_d = \pi_{dmax} \cdot \eta_r$$

$$\tau_c = 1 + \frac{T_{rc}/T_0}{(T_{dc}/T_0)_R} \cdot \frac{(\tau_r)_R}{\tau_r} \cdot (\tau_c - 1)_R$$

$$\pi_c = [1 + \eta_c (\tau_c - 1)]^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{p\lambda} \cdot T_\lambda}{C_{p\infty} \cdot T_0}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \cdot \tau_c}{h_{pR} \cdot \eta_c \cdot (C_{p\lambda} \cdot T_0) - T_\lambda}$$

$$\dot{m}_i = m_{0R} \cdot \frac{P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c}{(P_0 \cdot \pi_r \cdot \pi_d \cdot \pi_c)_R} \cdot \sqrt{\frac{T_{max}}{T_0}}$$

initial value of π_d

$$\pi_{IL} = \pi_{ILN}$$

Low-pressure turbine and exhaust nozzle :

$$\tau_{\lambda} = 1 - \eta_{\lambda} \left(1 - \pi_{\lambda}^{\frac{\gamma_r - 1}{\gamma_r}} \right) \quad (a)$$

$$\frac{P_{T9}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_{th} \pi_{tl} \pi_{tl}$$

$$\text{if } \frac{P_{T9}}{P_0} > \left(\frac{\gamma_r + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_r}{\gamma_r - 1}}$$

$$\text{then } M_0 = 1 \quad \frac{P_0}{P_0} = \left(\frac{\gamma_r + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_r}{\gamma_r - 1}} \quad \text{and} \quad \frac{P_0}{P_9} = \frac{P_{T9}/P_9}{P_0/P_9}$$

$$\text{else } \frac{P_0}{P_9} = 1 \quad \frac{P_0}{P_9} = \frac{P_{T9}}{P_0} \quad \text{and} \quad M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_r - 1} \left[\left(\frac{P_{T9}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_r - 1}{\gamma_r}} - 1 \right]}$$

$$\pi_{ILN} = \pi_{ILR} \sqrt{\frac{\tau_{tl} \text{MFP}(M_{9R})}{\tau_{tlR} \text{MFP}(M_9)}}$$

If $|\tau_{ILN} - \pi_{IL}| \leq 0.0001$? if so then continue. If not

set $\pi_{IL} = \pi_{ILN}$ and return to (a)

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{rd} \cdot \tau_{dH} \cdot \tau_{dL}}{(P_{r9}/P_9)^{\gamma_r - 1/\gamma_r}}$$

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_r R_t T_9}{\gamma_c R_c T_0}}$$

$$C_c = (\gamma_c - 1) M_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} M_0 + (1+f) \frac{R_t T_9 / T_0 (1 - P_0/P_9)}{R_c V_9 / a_0 \gamma_c} \right]$$

$$C_{prop} = \eta_{prop} \eta_{\lambda} \eta_{ml} (1+f) \tau_{\lambda} \tau_{dH} (1 - \tau_{dL})$$

$$C_{tot} = C_{prop} + C_c$$

$$\frac{F}{m_0} = \frac{C_{tot} C_{pc} T_0}{V_0}$$

$$S = \frac{f}{F/m_0}$$

$$\frac{W}{m_0} = C_{tot} C_{pc} T_0$$

$$S_p = \frac{f}{C_{tot} C_{pc} T_0}$$

$$F = m_0 \left(\frac{F}{m_0} \right)$$

$$W = m_0 \left(\frac{W}{m_0} \right)$$

$$\eta_p = \frac{C_{tot}}{C_{prop}/\eta_{prop} + (\gamma_c - 1)/2 \left[(1+f)(v_0/a_0)^2 - m_0^2 \right]}$$

$$\eta_I = \frac{C_{tot} C_{pc} T_0}{f h_{pR}}$$

$$\eta_0 = \eta_p \eta_I$$

$$\left(\frac{N}{N_R} \right)_{corespool} = \sqrt{\frac{T_0 \tau_{tr} \tau_c - 1}{T_{0R} \tau_{tR} \tau_{cR} - 1}}$$

$$\left(\frac{N}{N_R} \right)_{powerspool} = \sqrt{\frac{T_{t4} (1 - \tau_{tL})}{T_{t4R} \tau_{tLR}}}$$

Annexe B

```
program pfe
common Gammac,Cpc
real M0,M9,MFP,M0R,M9R,mmin,mmax,NsNRcs,NsNRps
integer choix
open(1,file='CpropR.dat',status='unknown')
open(2,file='CcR.dat',status='unknown')
open(3,file='CtotR.dat',status='unknown')
open(4,file='Fsm0R.dat',status='unknown')
open(5,file='SR.dat',status='unknown')
open(6,file='Wsm0R.dat',status='unknown')
open(7,file='SpR.dat',status='unknown')
open(8,file='RhotR.dat',status='unknown')
open(9,file='RhopR.dat',status='unknown')
open(10,file='RhoglR.dat',status='unknown')
open(11,file='PicR.dat',status='unknown')
open(25,file='Cprop.dat',status='unknown')
open(14,file='Cc.dat',status='unknown')
open(15,file='Ctot.dat',status='unknown')
open(16,file='Fsm0.dat',status='unknown')
open(17,file='S.dat',status='unknown')
open(18,file='Wsm0.dat',status='unknown')
open(19,file='Sp.dat',status='unknown')
open(20,file='Rhot.dat',status='unknown')
open(21,file='Rhop.dat',status='unknown')
open(22,file='Rhogl.dat',status='unknown')
open(23,file='NsNRcs.dat',status='unknown')
open(24,file='NsNRps.dat',status='unknown')
open(26,file='M0.dat',status='unknown')
open(27,file='Fp.dat',status='unknown')
```

```
open(28,file='D0.dat',status='unknown')
open(12,file='D0c.dat',status='unknown')
open(40,file='pic.dat',status='unknown')
open(13,file='parametres.txt',status='unknown')
! *****
! * Lecture des données *
! *****

read(13,*)choix
if(choix.eq.1)then
read(13,*)Rhoprop
read(13,*)Rhog
read(13,*)Rhob
read(13,*)Hr
read(13,*)Rhoml
read(13,*)Rhomh
read(13,*)Pidmax
read(13,*)Pin
read(13,*)Pib
read(13,*)Tt4R
read(13,*)Ec
read(13,*)Etl
read(13,*)Eth
read(13,*)Hpr
read(13,*)Picmin
read(13,*)pasPic
read(13,*)Picmax
read(13,*)MOR
read(13,*)Gammac
read(13,*)Cpc
```

```
read(13,*)Gammat
read(13,*)Cpt
read(13,*)ThotR
end if
if (choix.eq.2) then
read(13,*)Pidmax
read(13,*)Pin
read(13,*)Pib
read(13,*)ThotR
read(13,*)picr
read(13,*)MOR
read(13,*)DOR
read(13,*)Tt4R
read(13,*)epsilon
read(13,*)Hr
read(13,*)Gammac
read(13,*)Cpc
read(13,*)Gammat
read(13,*)Cpt
read(13,*)Tt4
read(13,*)Hpr
read(13,*)Mmin
read(13,*)H
read(13,*)pasM
read(13,*)Mmax
read(13,*)Rhoc
read(13,*)Rhob
read(13,*)Rhoml
read(13,*)Rhomh
```

```

read(13,*)Rhotl
read(13,*)Rhoth
read(13,*)Rhoprop
read(13,*)Rhog
read(13,*)Ec
read(13,*)Eth
read(13,*)Etl
read(13,*)Tref
read(13,*)TR
endif
! *****
!           Evaluation des performances dans le cas du cycle reel           *
! * *****
if(choix.eq.1)then
do 200 picr = picmin, picmax, paspic
call reel (Rc,Rt,Gammac,Cpc,Gammat,Cpt,a0R,V0R,M0R,ThorR,
+ PirR,RhorR,PidR,Pidmax,TholambdaR,Tt4R,PicR,Hr,ThotR,
+ThocR,RhocR,FR,Rhob,hpr,ThothR,PithR,Eth,RhothR,
+ThotlR,Etl,PitlR,RhotlR,Pt9sP0R,Pin,M9R,Pt9sP9R,
+ P0sP9R,V9sa0R,CpropR,Rhoprop,Rhog,Rhoml,rhomh,CcR,T9sT0R,
+ CtotR,Fsm0R,SR,Wsm0R,SpR,RhotR,RhopR,RhoglR,Pib,Ec,D0R)
write(1,*)cpropR
write(2,*)CcR
write(3,*)CtotR
write(4,*)Fsm0R
write(5,*)SR
write(6,*)Wsm0R
write(7,*)SpR
write(8,*)RhotR

```

```

write(9,*)RhopR
write(10,*)RhoglR
write(11,*)PicR
200  continue
endif
! *****
! * calcul des performances en hors adaptation *
! *****

if(choix.eq.2)then
picmin=picr
picmax=picmin
call reel (Rc,Rt,Gammac,Cpc,Gammat,Cpt,a0R,V0R,M0R,ThorR,
+PirR,RhorR,PidR,Pidmax,TholambdaR,Tt4R,PicR,Iir,thotr,
+ThoeR,RhoeR,FR,Rhob,hpr,ThothR,PithR,Eth,RbothR,
+ThotlR,Etl,PitlR,RhotlR,Pt9sP0R,Pin,M9R,Pt9sP9R,P0sP9R
+,V9sa0R,CpropR,Rhoprop,Rhog,Rhoml,thomh,CcR,T9sT0R,CtotR,Fsm0R,
+SR,Wsm0R,SpR,RhotR,RhopR,RhoglR,Pib,Ec,D0R)
write(1,*)cpropR
write(2,*)CcR
write(3,*)CtotR
write(4,*)Fsm0R
write(5,*)SR
write(6,*)Wsm0R
write(7,*)SpR
write(8,*)RhotR
write(9,*)RhopR
write(11,*)PicR
Rc=((Gammac-1)/Gammac)*Cpc
Rt=((Gammat-1)/Gammat)*Cpt

```

```

a0=sqrt(Gammac*Re*T0(H))
do 100 M0=Mmin, Mmax, PasM
V0=a0*M0
Thor=1+(((Gammac-1)/2)*(M0**2))
Pir=Thor**(Gammac/(Gammac-1))
Rhor=1
Pid=Pidmax*Rhor
Teta0R=ThorR*T0(HR)/Tref
if(Teta0R.ge.TR) then
Tt4max=Tt4R
else
Tt4max=Tt4R*TR/Teta0R
endif
Teta0=Thor*T0(H)/Tref
if(Teta0.ge.TR) then
Tt4lim=Tt4max
else
Tt4lim=Tt4max*Teta0/TR
endif
if (TR.ge.1.and.Tt4.gt.Tt4lim) then
Tt4=Tt4lim
endif
Tholamda=(Cpt*Tt4)/(Cpc*T0(H))
Thoc=1+(((Tt4/T0(H))/(Tt4R/T0(HR))))*(ThorR/Thor)*(ThocR-1)
Pic=(1+Rhoc*(Thoc-1))**(Gammac/(Gammac-1))
F=(Tholamda-Thor*Thoc)/(((Hpr*Rhob)/(Cpc*T0(H)))-Tholamda)
D0=D0R*((P0(H)*Pir*Pid*Pic)/(P0(HR)*PirR*Pid*PicR))*sqrt(Tt4R/Tt4)
Tt=T0(H)*Thor
Pt=P0(H)*Pir

```

```

Tcta=Tt/T0(HR)
peta=Pt/P0(HR)
D0c=(D0*Sqrt(Teta))/peta
Pitl=PitlR
Pith=PithR
10  Thotl=1-Rhotl*(1-Pitl**((Gammat-1)/Gammat))
  Thoth=1-Rhoth*(1-Pith**((Gammat-1)/Gammat))
  Pt9sP0=Pir*Pid*Pic*Pib*Pin*Pith*Pitl
  if(Pt9sP0.ge.(((Gammat+1)/2)**(Gammat/(Gammat-1)))) then
    Pt9sP9=(((Gammat+1)/2)**(Gammat/(Gammat-1)))
    P0sP9=Pt9sP9/Pt9sP0
    M9=1
  else
    P0sP9=1
    Pt9sP9=Pt9sP0
    M9=sqrt(abs((2/(Gammat-1))*(Pt9sP0**((Gammat-1)/Gammat)-1)))
  end if
  Pitln=PitlR*(sqrt(Thotl/ThotlR))*((MFP(M9R))/(MFP(M9)))
  delta=abs(Pitln-Pitl)
  Pitl=Pitln
  if (delta.gt.epsilon) go to 10
  T9sT0=(Tt4*Thoth*Thotl/T0(H))/(Pt9sP9**((Gammat-1)/Gammat))
  V9sa0=M9*sqrt(((Gammat*Rt)/(Gammac*Rc))*T9sT0)
  Cc=(Gammac-1)*M0*((1+F)*V9sa0-0+(1+F)*(Rt/Rc)*(T9sT0/V9sa0)*
+ ((1-P0sP9)/Gammac))
  Cprop=Rhoprop*Rhog*Rhoml*(1+F)*Tholamda*Thoth*(1-Thotl)
  Ctot=Cprop+Cc
  Fsm0=(Ctot*Cpc*T0(H))/V0
  S=F/Fsm0

```

```

Wsm0=Ctot*Cpc*T0(H)
Sp=F/(Ctot*Cpc*T0(H))
Fp=D0*Fsm0
W=D0*Wsm0
Rhop=Ctot/((Cprop/Rhoprop)+((Gammac-1)/2)*((1+F)*(V9sa0**2)
+-M0**2))
Rhot=(Ctot*Cpc*T0(H))/(F*Hpr)
Rhogl=Rhop*Rhot
NsNRcs=sqrt((T0(H)*Thor/(T0(HR)*ThorR))*((Thoc-1)/(Thocr-1)))
NsNRps=sqrt((Tt4R/Tt4)*((1-Thotl)/(1-ThotlR)))
write(25,*)cprop
write(14,*)Cc
write(15,*)Ctot
write(16,*)Fsm0
write(17,*)S
write(18,*)Wsm0
write(19,*)Sp
write(20,*)Rhot
write(21,*)Rhop
write(22,*)Rhogl
write(23,*)NsNRcs
write(24,*)NsNRps
write(26,*)M0
write(27,*)Fp
write(28,*)D0
write(12,*)D0c
write(40,*)pic
100 continue
endif

```

```

stop
end
! *****
! * subroutine pour le calcul des paramètres en cycle réel *
! *****
subroutine reel(Rc,Rt,Gammac,Cpc,Gammat,Cpt,a0R,V0R,M0R,ThorR,
+ PirR,RhorR,PidR,Pidmax,TholamdaR,Tt4R,PicR,HR,thotr,
+ThocR,RhocR,FR,Rhob,hpr,ThothR,PithR,Eth,RhothR,
+ThotlR,Etl,PitlR,RhotlR,Pt9sP0R,Pim,M9R,Pt9sP9R,P0sP9R
+ ,V9sa0R,CpropR,Rhoprop,Rhog,Rhoml,rhomh,CcR,T9sT0R,CtotR,
+Fsm0R,
+SR,Wsm0R,SpR,RhotR,RhopR,RhoglR,Pib,Ec,D0R)
real m0R,m9R
Rc=((Gammac-1)/Gammac)*Cpc
Rt=((Gammat-1)/Gammat)*Cpt
a0R=sqrt(Gammac*Rc*T0(HR))
V0R=a0R*M0R
ThorR=1+(((Gammac-1)/2)*(M0R**2))
PirR=ThorR**(Gammac/(Gammac-1))
if(M0R.le.1)then
RhorR=1
else
RhorR=1-0.0075*((M0R-1)**(1.35))
end if
PidR=Pidmax*RhorR
TholamdaR=(Cpt*Tt4R)/(Cpc*T0(HR))
ThocR=PicR**((Gammac-1)/(Gammac*Ec))
RhocR=(PicR**((Gammac-1)/Gammac)-1)/(ThocR-1)
FR=(TholamdaR-ThorR*ThocR)/((Rhob*Hpr/(Cpc*T0(HR)))-TholamdaR)

```

```

ThothR=1-(ThorR*(ThocR-1)/(Rhomh*(1+FR)*TholamdaR))
PithR=ThothR**(gammat/((Gammat-1)*Eth))
RhothR=(1-ThothR)/(1-ThothR**(1/Eth))
ThotlR=ThotR/ThothR
PitlR=ThotlR**(Gammat/((Gammat-1)*Etl))
RhotlR=(1-ThotlR)/(1-ThotlR**(1/Etl))
Pt9sP0R=PirR*PidR*PicR*Pib*PithR*PitlR*Pin
if(Pt9sP0R.ge.(((Gammat+1)/2)**(Gammat/(Gammat-1)))) then
M9R=1.
Pt9sP9R=(((Gammat+1)/2)**(Gammat/(Gammat-1)))
P0sP9R=Pt9sP9R/Pt9sP0R
else
P0sP9R=1
Pt9sP9R=Pt9sP0R
M9R=sqrt((2/(Gammat-1))*((Pt9sP0R**((Gammat-1)/Gammat))-1))
end if
V9sa0R=sqrt(((2*TholamdaR*ThothR*ThotlR)/(Gammac-1))*(1-Pt9sP9R**
+((-Gammat-1)/Gammat))))
T9sT0R=(Tt4R*ThothR*ThotlR/T0(HR))/(Pt9sP9R**((Gammat-1)/Gammat))
CpropR=Rhoprop*Rhog*Rlomi*(1+FR)*TholamdaR*ThothR*(1-ThotlR)
CcR=(Gammac-1)*M0R*((1+FR)*V9sa0R-M0R+(1+FR)*(Rt/Rc)*(T9sT0R
+V9sa0R))*((1-P0sP9R)/Gammac))
CtotR=CpropR+CcR
Fsm0R=CtotR*Cpc*T0(HR)/V0R
FpR=Fsm0R*D0R
SR=FR/Fsm0R
Wsm0R=CtotR*Cpc*T0(HR)
SpR=FR/(CtotR*Cpc*T0(HR))
RhotR=CtotR/(FR*Ipr/(Cpc*T0(HR)))

```

```
RhopR=CtotR/((CpropR/Rhoprop)+((Gammac-1)/2)*((1+FR)*(V9sa0R**2)
+-(M0R**2)))
```

```
RhoglR=RhopR*RhotR
```

```
return
```

```
end
```

```
!***** Fonction pour calculer T0 *****
```

```
function T0(H)
```

```
if(H.ge.0.and.H.lt.11000)then
```

```
T0=(288.15-6.5E-3*h)
```

```
else
```

```
if(H.gt.11000.and.H.lt.20000)then
```

```
T0=216.65
```

```
else
```

```
if(H.ge.20000.and.H.lt.32000)then
```

```
T0=(216.65+1E-3*(h-20000))
```

```
else
```

```
if(H.ge.32000.and.H.lt.47000)then
```

```
T0=(228.65+2.8E-3*(H-32000))
```

```
else
```

```
T0=270.65
```

```
endif
```

```
endif
```

```
endif
```

```
endif
```

```
return
```

```
end
```

```
!***** Fonction pour calculer P0 *****
```

```
function P0(H)
```

```
if(H.ge.0.and.H.lt.11000)then
```

```

P0=101.325*(1-22.5576934E-6*H)**5.2558774
else
if(H.ge.11000.and.H.lt.20000)then
P0=22.632*exp(-157.688445E-6*(H-11000))
else
if(H.ge.20000.and.H.lt.32000)then
P0=5.4749*(1+4.6157398E-6*(H-20000))**(-34.1632031)
else
if(H.ge.32000.and.H.lt.47000)then
P0=0.868014*(1+12.2457904E-6*(H-32000))**(-12.2011445)
endif
endif
endif
endif
return
end

|***** Fonction pour calculer le MFP(M) *****|
function MFP(x)
common Gammac,Cpc
real MFP
Rc=((Gammac-1)/Gammac)*Cpc
MFP=(x*sqrt(Gammac/Rc))/(1+(((Gammac-1)/2)*(x**2))**
+((Gammac+1)/(2*(Gammac-1)))
return
end

```

Annexe C

Les graphes de références dans le cas du cycle réel

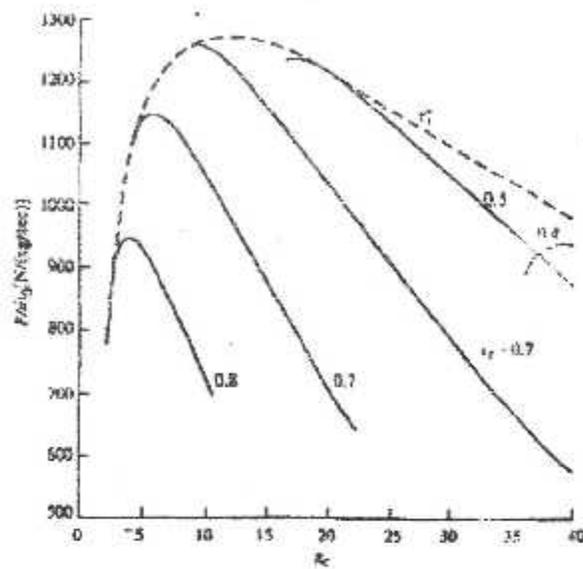


Figure (1) référence [2] : Représentation de la poussée spécifique en fonction de P_c à différentes valeurs de T_{hot}

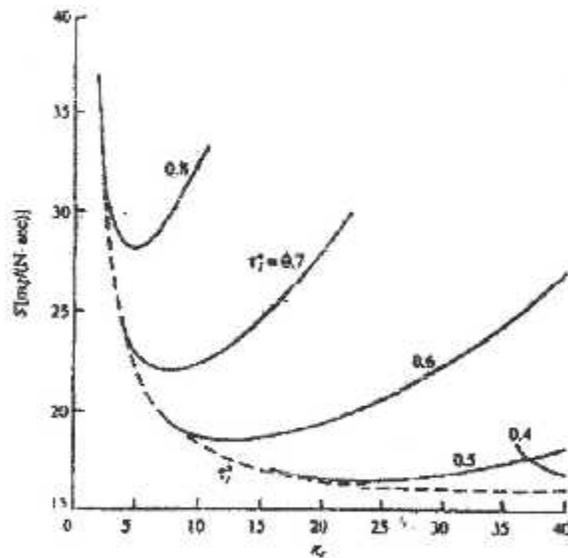


Figure (2) référence [2] : Représentation de la consommation spécifique en fonction de P_c à différentes valeurs de T_{hot}

Les graphes de références pour l'étude en hors adaptation

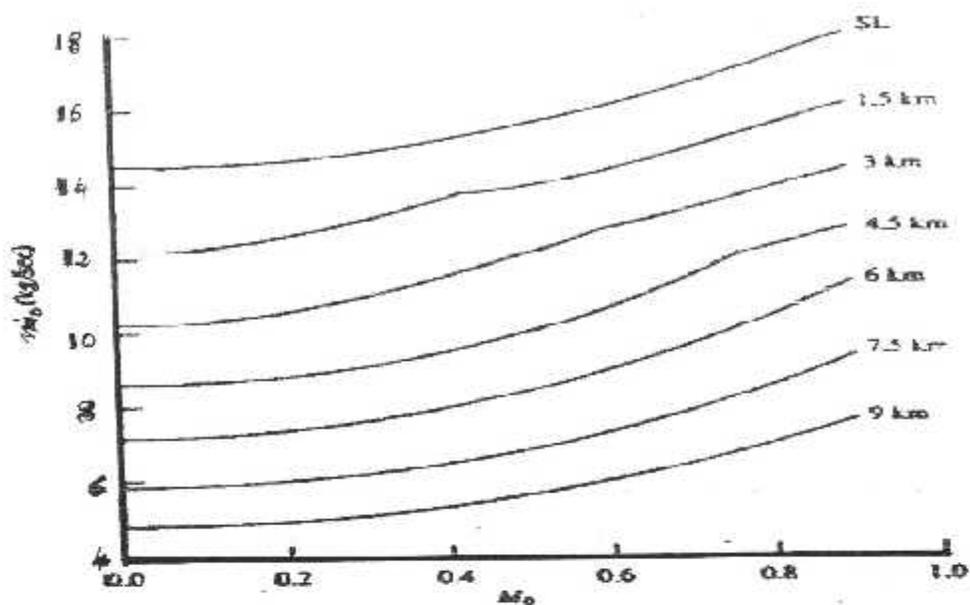


Figure (3) référence [2] : Représentation du débit en fonction de M_0 à différentes altitudes

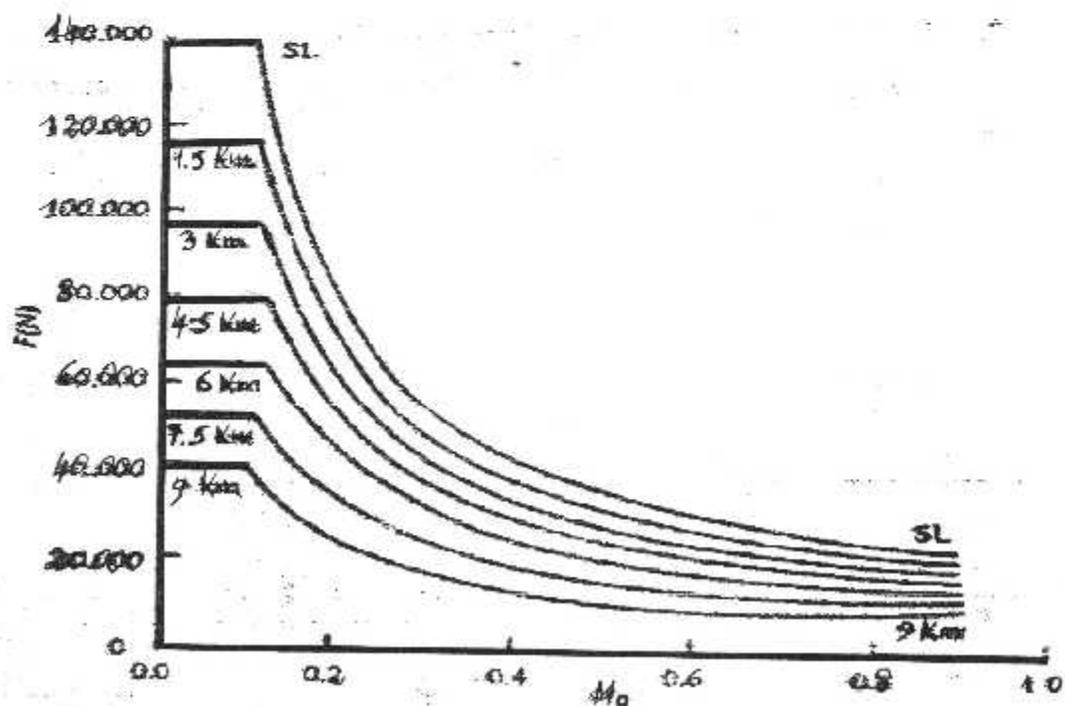


Figure (4) référence [2] : Représentation de la poussée en fonction de M_0 à différentes altitudes

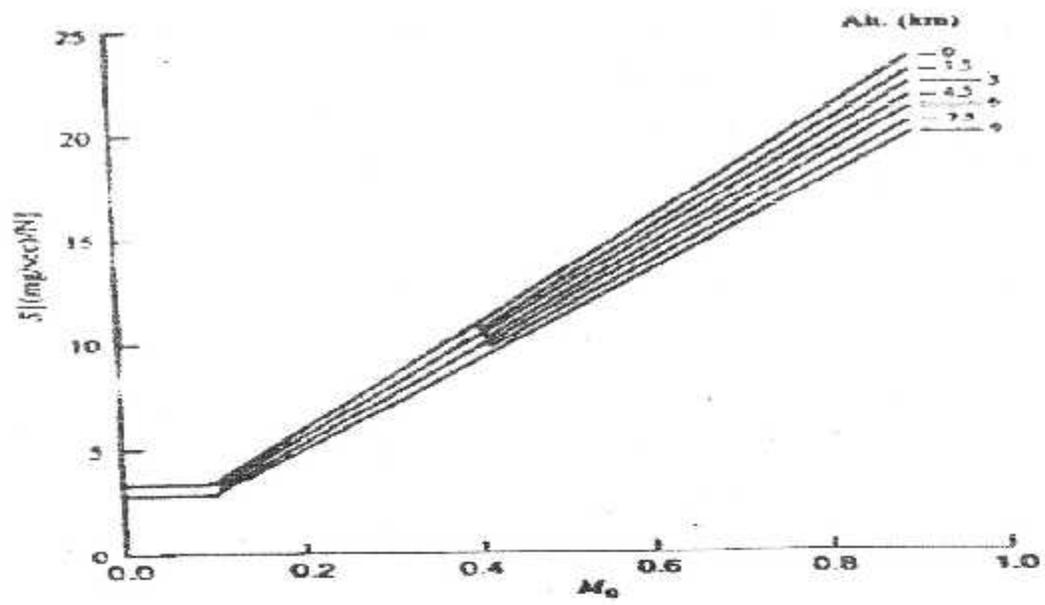


Figure (5) référence [2] : Représentation de la consommation spécifique en fonction de M_0 à différentes altitudes

ANNEXE D

AIR ALGERIE
 DIRECTION TECHNIQUE
 S/D REVISIONS MOTEURS AVIONS
 DEPARTEMENT CENTRE ESSAIS MOTEURS AVIONS

PARAMETRES DU TEST MOTEUR DART (AIT =ou > à 15°C)

Ref. /DT/SDRM/CEM/2001

Brake const:	5252,11
RGR:	0,0929
Type de moteur	536-7R
N° de serie	14581
Début de test	10h00
Fin de test	
Durée de test	
Date	

AMBIENT CONDITIONS	Channel N°	Unit	1	2	3	4	5	6
T G T		deg C	809	778	751	721	692	661
T2	32	PSIG	268	267	266	267	267	266
AIT	40	deg C	25	26	26	26	26	28
ENGINE OIL INLET TEMP.	41	deg C	73	69	70	70	70	70
FUEL INLET TEMP.	47	deg C	25	25	25	26	25	26
DRY BULB TEMP.		deg C	22,22	22,22	22,22	22,22	22,22	22,22
WET BULB TEMP.		deg C	18,33	18,33	18,33	18,33	18,33	18,33
FUEL SAMP T° at Flowmeter		deg C	23,4	23,4	23,4	23,4	23,4	23,4
FUEL PUMP PRESS	0	psig	1440	1354	1263	1163	1071	980
MAIN BURNER PRESS	4	psig	1218	1134	1036	949	858	770
ENGINE TORQUE PRESS	8	psig	377	350	320	286	252	219
COMP. DELIV. PRESS (P2)	16	psig	62,8	63,5	63	62,2	62	61
W/M INLET PRESS	19	psig						
COMP. INLET PRESS (*P1)	24	inhga						
CELL BAR PRESS	26	inhga						
BAROMETRIC PRESS		inhga	30,12	30,12	30,12	30,12	30,12	30,12
ENGINE OIL PRESS		psig	16,7	16,6	16,6	16,6	16,6	16,6
FUEL S G			0,792	0,792	0,792	0,792	0,792	0,792
FUEL CAL. VALUE		btu/lb	18659	18659	18659	18659	18659	18659
ENGINE SPEED		RPM	15000	15000	15000	15000	15000	15000
BRAKE LOAD		ft/lb	6480	6050	5580	5040	4500	3920
FUEL FLOW		lb/hr	1410	1357	1298	1235	1170	1100
FUEL FLOW		usg/hr	213	206	196	187	177	167
RUN DOWN TIME (80 sec)		sec						

(* P1) A CONVERTIR EN PSI EN MULTIPLIANT PAR LE COEFFICIENT 0,4912

PS

CALCUL DE PERFORMANCES (AIT = ou > à 15 °C)

1-ENGINE SPEED (RPM) NO CORRECTION REQUIRED

2-SHAFT HORSE POWER (PUISSANCE A L'ARBRE)

Brake const:	5252,11
RGR:	0,0929
Type de moteur	536-7R
N° de serie	14581
Début de test	10h00
Fin de test	0
Durée de test	0
Date	0

BL	6480	6050	5580	5040	4500	3920
RPM ACTUAL	15000	15000	15000	15000	15000	15000
RGR	0,0929	0,0929	0,0929	0,0929	0,0929	0,0929
BC	5252,11	5252,11	5252,11	5252,11	5252,11	5252,11

SHP ACTUAL = BL *RPM ACTUAL *RGR/BC

CORRECTED SHP = (SHP act*30/PO+AIT CORRECTION) *1/1,0132- (1,3158 (PW/PO))

SHP ACTUAL	1719,29	1605,20	1480,50	1337,22	1193,95	1040,06
AIT CORRECTION FOR SHP	150,91	165,55	165,55	165,55	165,55	194,51
30/PO	0,996	0,9960	0,9960	0,9960	0,9960	0,9960
PW	0,527	0,527	0,527	0,527	0,527	0,527
PO (BAROMETRIC)	30,12	30,12	30,12	30,12	30,12	30,12
CORRECTED SHP	1881,84	1781,86	1656,42	1512,30	1368,18	1242,64

3- FUEL FLOW

CORRECTED FUEL FLOW=(FUEL FLOW act*30/PO*CV/18550+AIT CORRECTION)*1/1,0044-(0,4407/(PW/PO))

FUEL FLOW ACTUAL	1410	1357	1298	1235	1170	1100
CV	18659	18659	18659	18659	18659	18659
CV/18550	1,0059	1,0059	1,0059	1,0059	1,0059	1,0059
30/PO	0,9960	0,9960	0,9960	0,9960	0,9960	0,9960
PW/PO	0,0175	0,0175	0,0175	0,0175	0,0175	0,0175
AIT CORRECTION FOR F.FLOW	63,15	69,18	69,18	69,18	69,18	81,13
1/(1,0044-0,4407*(PW/PO))	1,003	1,003	1,003	1,003	1,003	1,003
CORRECTED FUEL FLOW	1480,69	1433,47	1374,16	1310,83	1245,49	1183,45

4-SPECIFIC FUEL CONSUMPTION

CORRECTED SFC = CORRECTED FUEL FLOW / CORRECTED SHP

CORRECTED SFC	0,787	0,804	0,830	0,867	0,910	0,952
---------------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

5-TURBINE GAZ TEMPERATURE (TGT) NO CORRECTION REQUIRED

TGT OBSERVED	809	778	751	721	692	661
--------------	-----	-----	-----	-----	-----	-----

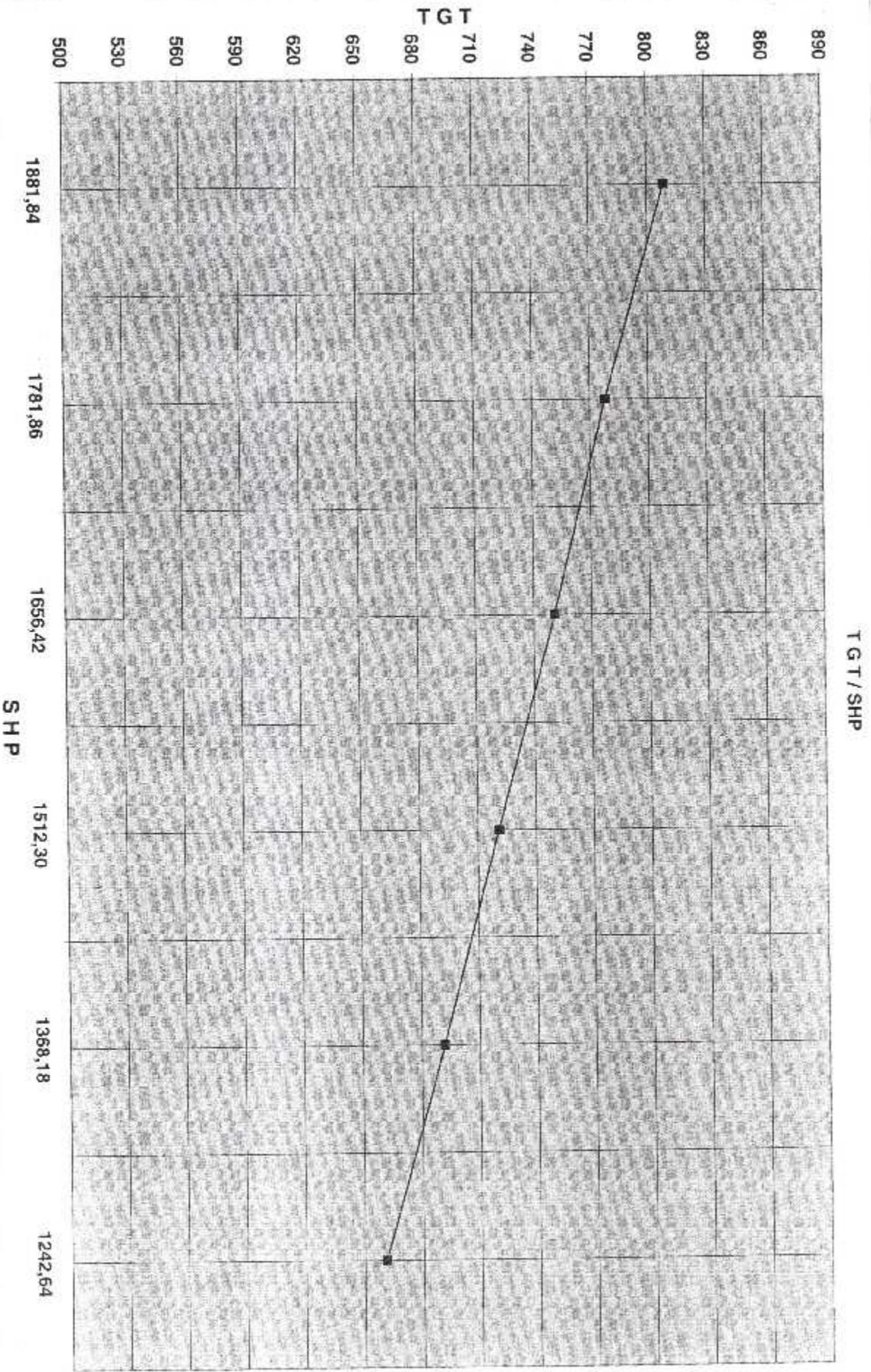
6- TORQUE CURVES

K. Factor = SHPact/RRPMact

K. FACTOR	0,1146	0,1070	0,0987	0,0891	0,0796	0,0693
-----------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

7-ENGINE TORQUE PRESSURE

ENGINE TORQUE	377	350	320	286	252	219
---------------	-----	-----	-----	-----	-----	-----



TORQUE PRESSURE PSI